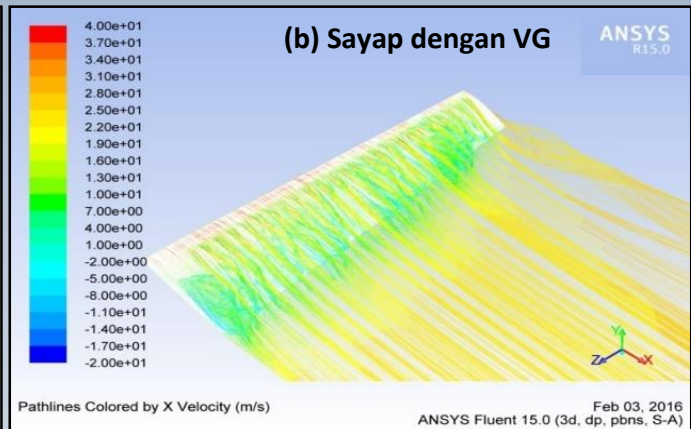
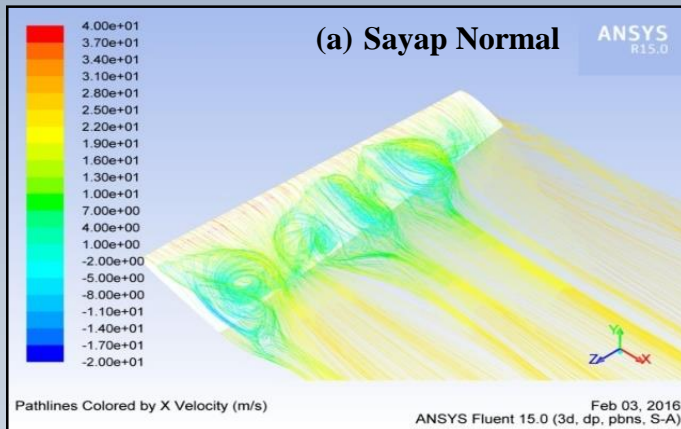
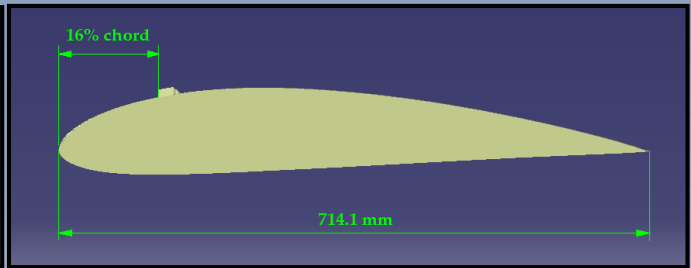
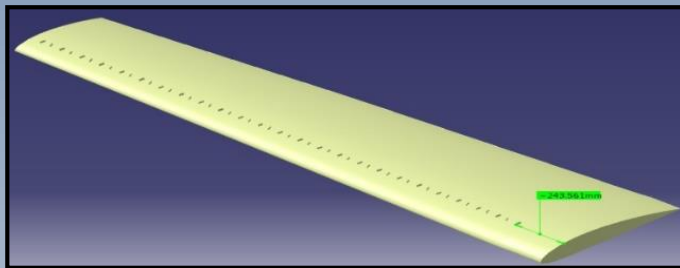


Jurnal TEKNOLOGI DIRGANTARA Journal of Aerospace Technology

Vol. 15 No. 1 Juni 2017

ISSN 1412- 8063

Nomor : 670/AU3/P2MI-LIPI/07/2015



Diterbitkan oleh Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)
Jakarta – Indonesia

J.TEKNO.DIRGANT.

VOL. 15

NO. 1

HAL. 1 - 92

JAKARTA, DESEMBER 2017

ISSN 1412 – 8063

DAFTAR ISI

	Halaman
INVESTIGASI GAYA KONTAK/IMPAK PADA MAIN LANDING GEAR PESAWAT KOMUTER DENGAN PENDEKATAN MULTI-BODY SIMULATION (MBS) RIGID MODELS (THE INVESTIGATION OF CONTACT/IMPACT FORCES OF COMMUTER AIRCRAFT MAIN LANDING GEAR USING MULTI-BODY SIMULATION (MBS) RIGID MODELS) Dony Hidayat, Jos Istiyanto, Danardono Agus Sumarsono, Aryandi Marta	1 - 10
SIMULASI DETUMBLING PADA SATELIT PIKO MENGGUNAKAN AKTUATOR SIKAP MAGNETIK (PICO-SATELLITE DETUMBLING SIMULATION USING MAGNETIC ATTITUDE ACTUATOR) Ali Muksin, Ridanto Eko Poetro, Robertus Heru Triharjanto	11 - 20
SISTEM PENGAMAN POWER SHAPE-CHARGE PADA FLIGHT TERMINATION SYSTEM (POWER SHAPE CHARGE SECURITY SYSTEM ON FLIGHT TERMINATION SYSTEM) Effendi Dodi Arisandi	21 - 28
JUSTIFIKASI CFD KEDALAMAN GROOVE BAN PADA PROSES PERAWATAN HARIAN PESAWAT B737-800 AKIBAT HYDROPLANING (B737-800 TIRE GROOVE DEPTH CFD JUSTIFICATION ON ITS DAILY MAINTENANCE PROCESS DUE TO HYDROPLANING) Vicky Wuwung, Nelli Anggreyni, Valeri Maria Hitoyo, Carolus Bintoro	29 - 44
ANALISIS CFD KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA SAYAP PESAWAT LSU-05 DENGAN PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR (ANALYSIS OF CFD AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AT THE WING OF AIRCRAFT LSU-05 WITH THE ADDITION OF VORTEX GENERATOR) Awalu Romadhon, Dana Herdiana	45 - 58
DESAIN DAN IMPLEMENTASI GROUND MODEL SATELIT NANO DENGAN SUBSISTEM KOMUNIKASI PADA FREKUENSI S-BAND (DESIGN AND IMPLEMENTATION OF GROUND MODEL NANO-SATELLITE WITH S-BAND FREQUENCY COMMUNICATION SUBSYSTEM) Fitrenna Khaznasari, Joko Suryana	59 - 70
PREDIKSI KEKUATAN STRUKTUR ALAT UJI GETARAN ENGINE LSU SERIES MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA (STRENGTH PREDICTION OF THE ENGINE VIBRATION TEST STAND OF LSU SERIES USING FINITE ELEMENT METHOD) Fajar Ari Wandono, Agus Harno Nurdin Syah	71 - 80
KENDALI SAKELAR EMPAT ANTENNA BERSUSUN UNTUK PENJEJAKAN INTERFERENCE FREKUENSI TTC SATELIT LAPAN (SWITCH CONTROL SYSTEM FOR FOUR ARRAY ANTENNA FOR TRACKING OF LAPAN'S SATELLITE TTC INTERFERENCE FREQUENCY) Arif Hidayat, Wahyudi Hasbi, Elyas Palantei, Syafruddin Syarif	81 - 92

Jurnal **TEKNOLOGI DIRGANTARA** **Journal of Aerospace Technology**

Vol. 15 No. 1 Juni 2017

ISSN 1412- 8063

Nomor : 670/AU3/P2MI-LIPI/07/2015

SUSUNAN DEWAN PENYUNTING JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Penyunting

• Ketua

Prof. Dr. Heri Budi Wibowo (Propelan, Piroteknik dan Material Penahan Panas)

• Anggota

Dr. Robertus Heru Triharjanto, M.Sc (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)

Dr. Harry Septanto, MT (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)

Dr. Ir. Bagus H. Jihad, MT (Propelan, Piroteknik dan Material Penahan Panas)

Dr. Mabe Siahaan, M.Si (Konversi Energi Dirgantara)

Dr. Kendra Hartaya, M.Si., APU (Propelan, Piroteknik dan Material Penahan Panas)

Drs. Agus Harno Nurdin Syah, M.Si (Getaran Mekanik)

Ir. Atik Bintoro, MT., APU (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)

Mitra Bestari

Prof. Dr. Tresna Priyana Soemardi, M.Si (Struktur Ringan)/UI

Ir. Mahdi Kartasasmita, MS, Ph.D. (Teknologi Penginderaan Jauh)

Dr. Leonardo Gunawan (Struktur Rinaan)/ Institut Teknologi Bandung

Dr. Ridanto Eko Putro (Fisika Terbana)/Institut Teknologi Banduna

Dr. Ir. Bambang Siswovo, M.T (Teknik Elektro)/Universitas Brawijaya

Dr. Waspada Kurniadi (Teknik Pertambangan)/Universitas Muhammadiyah Tasikmalaya

Dr. Ing. Arifin Nugroho, DEA, IPU (Teknologi Satelit)/IEEE Aerospace Indonesia

SUSUNAN SEKRETARIAT REDAKSI JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Pemimpin Umum

Ir. Christianus R. Dewanto, M.Eng

Pemimpin Redaksi Pelaksana

Ir. Jasyanto, MM

Redaksi Pelaksana

Mega Mardita, S.Sos., M.Si

Yudho Dewanto, ST

Dwi Haryanto, Skom

Aulia Pradipta, SS

Tata Letak

Irianto, S.Kom

M. Luthfi

Berdasarkan SK Kepala LIPI Nomor : 818/E/2015 ditetapkan
Jurnal Teknologi Dirgantara sebagai Majalah Berkala Ilmiah Terakreditasi

Gambar cover, Gambar atas: Letak pemasangan vortex generator pada sayap LSU-05, gambar bawah: Perbandingan velocity pathline pada sudut serang 14°

Alamat Penerbit :

LAPAN, Jl. Pemuda Persil No. 1, Rawamangun, Jakarta 13120

Telepon : (021) – 4892802 ext. 142 dan 146 (Hunting)

Fax : (021) – 47882726

Email : publikasi@lapan.go.id

Situs : <http://www.lapan.go.id>

<http://www.jurnal.lapan.go.id>

Jurnal TEKNOLOGI DIRGANTARA Journal of Aerospace Technology

Vol. 15 No. 1 Juni 2017

ISSN 1412- 8063

Nomor : 670/AU3/P2MI-LIPI/07/2015

DARI REDAKSI

Sidang Pembaca yang kami hormati,

Puji syukur, kita panjatkan kehadirat Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 15, No. 1, Juni 2017 hadir ke hadapan sidang pembaca dengan menengahkan 8 (delapan) artikel sebagai berikut, "Investigasi Gaya Kontak/Impak pada Main Landing Gear Pesawat Komuter dengan Pendekatan Multi-Body Simulation (MBS) Rigid Models" ditulis oleh Dony Hidayat, Jos Istiyanto, Danardono Agus Sumarsono, Aryandi Marta. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui karakteristik gaya kontak/impak yang terjadi saat touchdown landing telah dilakukan. Pengujian eksperimental menggunakan apparatus membutuhkan waktu yang lama dan biaya yang besar; "Pico-Satellite Detumbling Simulation using Magnetic Attitude Actuator (Simulasi Detumbling pada Satelit Piko menggunakan Aktuator Sikap Magnetik)" ditulis oleh Ali Muksin, Ridanto Eko Poetro, Robertus Heru Triharjanto. Penelitian ini adalah untuk mengevaluasi kinerja sistem kendali sikap berdasarkan medan magnet Bumi pada cubesat kelas 3U. Penelitian ini menggunakan simulator satelit berbasis MATLAB/simulink yang dikembangkan oleh LAPAN dan ITB, moda kendalinya berbasis hukum kendali b-dot; Effendi Dodi Arisandi, menulis Sistem Pengaman Power Shape-Charge pada Flight Termination System (Power Shape Charge Security System on Flight Termination System)". Penelitian ini fokus pada sistem proteksi sumber daya baterai sebagai pemicu sistem *shape-charge* pada modul FTS. *Smart system* yang menjadi fokus pada penelitian ini terdiri dari komponen mikrokontroler, *inverter*, *relay*, *resistor*, dan *thyristor*; Artikel dengan judul "Justifikasi CFD Kedalaman Groove Ban pada Proses Perawatan Harian Pesawat B737-800 Akibat Hydroplaning (B737-800 Tire Groove Depth CFD Justification on its Daily Maintenance Process Due to Hydroplaning)" ditulis oleh Vicky Wuwung, Nelli Anggreyni, Valeri Maria Hitoyo, Carolus Bintoro. Penelitian ini menyimulasikan proses mengalirnya air pada bagian bawah ban dengan menggunakan simulasi numerik (CFD *Numeca Fine/Marine*) 3-D *unsteady* sebagai metode untuk menjustifikasi pengaruh *groove*; "Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika pada Sayap Pesawat LSU-05 dengan Penambahan Vortex Generator (Analysis of CFD Aerodynamic Characteristics at the Wing of Aircraft LSU-05 with the Addition of Vortex Generator)" ditulis oleh Awal Romadhon dan Dana Herdiana. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan vortex generator terhadap karakteristik aerodinamika dari sayap Pesawat Tanpa Awak LSU-05; Kemudian Fitrena Khaznasari, Joko Suryana menulis "Desain dan Implementasi Ground Model Satelit Nano dengan Subsistem Komunikasi pada Frekuensi S-Band (Design and Implementation of Ground Model Nano-Satellite with S-Band Frequency Communication Subsystem)". Makalah ini berisi desain dari ground model nano-satelit pengamat Bumi yang subsistem komunikasinya bekerja pada frekuensi S-Band; "Prediksi Kekuatan Struktur Alat Uji Getaran Engine LSU Series Menggunakan Metode Elemen Hingga (Strength Prediction of the Engine Vibration Test Stand of LSU Series using Finite Element Method)" ditulis oleh Fajar Ari Wandono, Agus Harno Nurdin Syah. Untuk mengetahui karakteristik getaran dari kombinasi engine dan propeller yang digunakan pada LAPAN Surveillance UAV (LSU) series maka diperlukan sebuah alat uji yang disebut alat uji getaran engine (AUGE); Artikel terakhir Arif Hidayat, Wahyudi Hasbi, Elyas Palantei, Syafruddin Syarif menulis "Kendali Sakelar Empat Antenna Bersusun untuk Penjejakan Interference Frekuensi TTC Satelit LAPAN (Switch Control System for Four Array Antenna for Tracking of LAPAN's Satellite TTC Interference Frequency)". Penelitian ini untuk mendapat nilai pergeseran frekuensi sesuai efek *Doppler* yang dibutuhkan, diperlukan sakelar antena yang stabil, yang berfungsi sebagai pengontrol antena *array*.

Demikianlah 8 artikel yang kami sajikan dalam Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 15, No. 1, Juni 2017. Seperti diketahui jurnal ini memuat hasil penelitian di bidang teknologi dirgantara dalam bahasa Indonesia atau bahasa Inggris dan terbuka bagi ilmuwan-ilmuwan dalam dan luar negeri. Semoga sidang pembaca dapat mengambil manfaatnya.

Jakarta, Desember 2017
Redaksi

**INVESTIGASI GAYA KONTAK/IMPAK PADA MAIN LANDING GEAR
PESAWAT KOMUTER DENGAN PENDEKATAN MULTI-BODY
SIMULATION (MBS) RIGID MODELS
(THE INVESTIGATION OF CONTACT/IMPACT FORCES OF
COMMUTER AIRCRAFT MAIN LANDING GEAR USING MULTI-BODY
SIMULATION (MBS) RIGID MODELS)**

Dony Hidayat^{*,}, Jos Istiyanto^{*}, Danardono Agus Sumarsono^{*}, Aryandi Marta^{**})**

^{*})Departemen Teknik Mesin, Universitas Indonesia, Depok
Pondok Cina, Beji, Depok City, West Java 16424

^{**})Pusat Teknologi Penerbangan
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia
e-mail : dony.hidayat@ui.ac.id

Diterima 16 Mei 2017; Direvisi 25 Juli 2017; Disetujui 3 Agustus 2017

ABSTRACT

Landing Gear Drop Test (LGDT) which aims to determine the characteristic of contact/impact force that occurs in the time of the touchdown landing has been conducted. Experimental tests using the apparatus requires a substantial time and cost. Virtual Landing Gear Drop Test (vLGDT) using MSC ADAMS software is one of the solutions for initial stage to testing landing gear. Stiffness values and damping coefficient obtained from vLGDT are $5.0e5$ N/m and 1600 N.sec/m. Contact/impact force that occurs on vLGDT is 75996 N, while from experimental is 73612 N. The difference between vLGDT and experimental result is 3.14%.

Keywords: *contact/impact force, landing gear, drop test, multi-body simulation, rigid body*

ABSTRAK

Pengujian *landing gear* yang bertujuan untuk mengetahui karakteristik gaya kontak/impak yang terjadi saat *touchdown landing* telah dilakukan. Pengujian eksperimental menggunakan apparatus membutuhkan waktu yang lama dan biaya yang besar. *Virtual Landing Gear Drop Test* (vLGDT) menggunakan perangkat lunak MSC ADAMS merupakan salah satu alternatif untuk pengujian tahap awal *landing gear*. Dari simulasi menggunakan vLGDT diperoleh nilai $k = 5.0e5 \text{ N/m}$ dan $c_{max} = 1600 \text{ N.detik/m}$. Gaya kontak/impak yang terjadi pada simulasi menggunakan vLGDT sebesar 75996 N, sedangkan dari eksperimental sebesar 73612 N. Hasil vLGDT lebih besar 3.14% dibandingkan eksperimental.

Kata kunci: *Gaya kontak/impak, landing gear, drop test, multi-body simulation, rigid body*

1 PENDAHULUAN

Kebutuhan pesawat komuter untuk penerbangan perintis pada kawasan timur Indonesia cukup tinggi. Kondisi ini disebabkan sebagian besar landasan pacu pada daerah ini masih pendek dan pesawat komuter yang beroperasi banyak yang berumur di atas 20 tahun. Untuk memenuhi kebutuhan alat transportasi tersebut, maka dikembangkan pesawat komuter dengan kapasitas penumpang sampai 19 orang (Joko, 2010; "N219, Pesawat untuk Landasan Pendek," 2010).

Setiap pesawat yang akan digunakan untuk moda transportasi harus melewati proses sertifikasi (*Civil Aviation Safety Regulation/CASR*) yang dikeluarkan oleh Kementerian Perhubungan RI. Salah satu proses sertifikasi yang harus dipenuhi adalah sertifikasi untuk komponen *landing gear* (Kemenhub, 2001). *Landing gear* adalah salah satu komponen utama pada pesawat terbang yang mempunyai fungsi untuk penyerapan energi pada saat fase *landing*, untuk pengereman dan untuk proses *taxi* di landasan (Currey, 1988; Raymer, 1999). Pengujian eksperimental *main landing gear* model *roll out* telah dilakukan di Laboratorium Aerostruktur LAPAN sesuai dengan regulasi yang terdapat pada CASR Part 23.725.

Perangkat lunak untuk kerekayasaaan (*Computer Aided Engineering/CAE*) berkembang pesat dalam beberapa dekade ini, salah satunya adalah metode *Multi-Body Simulation* (MBS). MBS menyediakan *tools* yang sangat cepat

untuk pemodelan dan simulasi suatu *assembly* yang terdiri dari beberapa komponen yang rumit. Inilah salah satu kelebihan MBS dibanding *Finite Element Analysis* (FEA) yang cenderung untuk memisahkan secara parsial komponen – komponen pada suatu *assembly* yang bergerak dan berinteraksi satu sama lain (Khude, 2014).

Romeo *et al* (Leo, Fenza, Barile, & Lecce, 2014) telah membuat metodologi untuk *Virtual Landing Gear Drop Test* (vLGDT) menggunakan perangkat lunak MSC ADAMS dan membandingkan hasil simulasi dengan hasil pengujian *experimental*. Perbedaan antara simulasi dan eksperimental di bawah 11%. Krason (Krason & Malachowski, 2015) memperkenalkan metodologi untuk mengevaluasi beberapa model *landing gear* dan penelitian secara numerik pada komplis sistem *landing gear*. Dengan menggunakan simulasi Chen *et al*, (Chen, Chang, Chen, & Chen, 2014) telah melakukan simulasi impak pada *main landing gear* yang divariasikan ketebalannya menggunakan perangkat lunak komersial ANSYS dan LS-Dyna. Kong *et al*, (Kong, Lee, Han, & Ahn, 2009) juga telah melakukan simulasi menggunakan LS-Dyna pada *landing Gear Smart Unmanned Aircraft Vehicle* (SUAV) dan dibandingkan dengan data *experimental*. Fu *et al*, (Fu, Zhang, Li, & Li, 2013) memodelkan pengujian *drop test landing gear* dengan pendekatan menggunakan modul *SimMechanics* pada

Matlab/Simulink. Pemodelan dapat menganalisis karakteristik dinamik berbagai kondisi seperti saat *touchdown*, *taxi*, dan pengereman.

Pengujian eksperimental *landing gear drop test* membutuhkan fasilitas yang kompleks dan biaya yang besar, oleh karena itu simulasi menggunakan *virtual landing gear drop test* merupakan salah satu solusinya. Pemodelan yang digunakan pada penelitian ini masih menggunakan *rigid body model*, karena analisisnya hanya untuk gaya kontak/impak saja. Parameter k dan c_{max} yang diperoleh merupakan parameter dari gaya kontak/impak *main landing gear*. Penelitian ini bertujuan untuk membuat vLGDT menggunakan *software* MSC ADAMS. Dengan metode *virtual*, iterasi konfigurasi desain *landing gear* dapat dilakukan dengan cepat dan murah.

2 METODOLOGI

2.1 Lokasi dan Data

Pengujian eksperimental LGDT dilakukan di Laboratorium Aerostruktur Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN. Simulasi vLGDT menggunakan perangkat lunak MSC ADAMS dengan menggunakan alat uji LGDT seperti pada Gambar 2-1, dan diagram alir pemodelan vLGDT seperti pada Gambar 2-2.

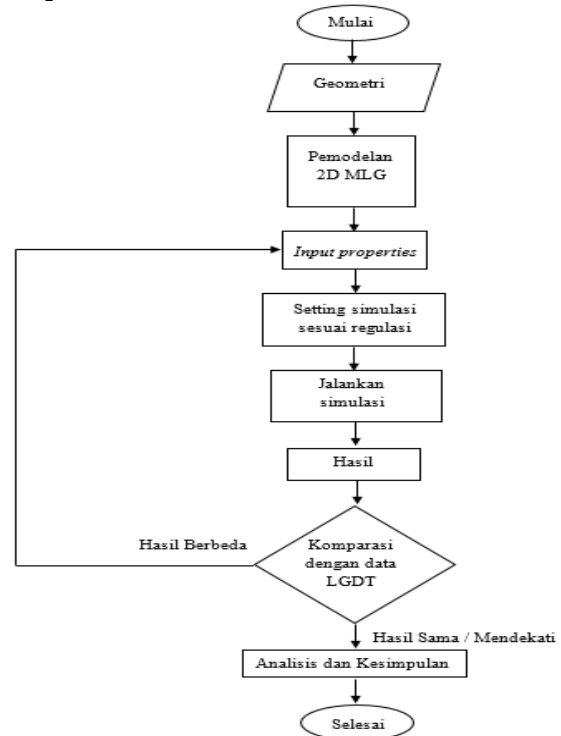


Gambar 2-1: Alat uji LGDT

2.2 Diagram alir

Pemodelan untuk vLGDT menggunakan model 2 dimensi dengan

parameter inputan: *stiffness* (k), *force exponent* (e), *damping* (c_{max}), dan *penetration depth* (d). Hasil dari vLGDT dibandingkan dengan ekperimental, jika hasilnya berbeda maka parameter inputan diiterasi sampai nilainya mendekati ekperimental.



Gambar 2-2: Diagram alir Pemodelan untuk vLGDT menggunakan model 2 dimensi dengan parameter inputan

2.3 Asumsi dan Data Awal

Asumsi dan data awal yang digunakan pada simulasi adalah:

- *Main landing gear* dimodelkan 2 dimensi,
- Model menggunakan tipe *rigid body* (Shabana, 2013; Stronge, 2004),
- Roda dimodelkan berdasarkan data eksperimental (Brach & Brach, 2009),
- Gesekan diabaikan,
- *Step size* pada simulasi = 0.001 detik,
- Tekanan roda eksperimental = 65 psi,
- Diameter roda = 812.80 mm,
- *Drop displacement* = 200 mm.

Persamaan gerak translasi dan rotasi untuk *unconstrained multibody system* yang terdiri dari model kaku (*rigid model*) adalah (Machado, Moreira, Flores, & Lankarani, 2012)

$$M \cdot \ddot{q} = g \quad (2-1)$$

Dimana M adalah sistem global matriks massa yang terdiri dari massa dan momen inersia seluruh komponen, \ddot{q} adalah vektor percepatan. Sedangkan g adalah vektor gaya secara umum yang terdiri dari gaya dan momen luar yang bekerja pada system.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

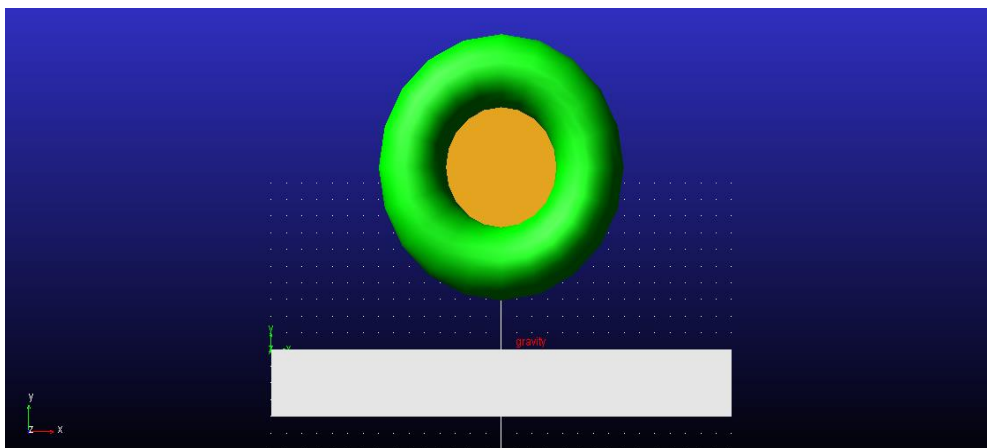
Simulasi menggunakan *Virtual Landing Gear Drop Test* (vLGDT) dengan pemodelan gaya kontak/impak memakai 4 variabel, yaitu (Giesbers, 2012):

- *stiffness* (k),
- *force exponent*(e),
- *damping*(c_{max}),
- *penetration depth*(d).

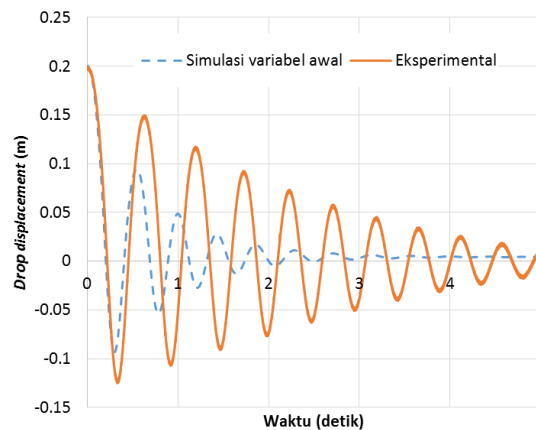
Variabel awal untuk nilai e dan d mengacu pada Giesbers (Giesbers, 2012), nilai e untuk karet ≈ 1.1 dan nilai $d = 1.0e-$

4 m. Nilai dari c_{max} berkisar 1% dari nilai k , sedangkan nilai k mengacu pada data kondisi statik eksperimental, $k = 5.9e5$ N/m. Karena karet mempunyai karakteristik *stiffness* yang *non linear* (Currey, 1988), jadi nilai k statik ini merupakan tebakan awal sebelum dilakukan iterasi.

Gambar 3-2 menampilkan nilai *drop displacement*, dari hasil experimental diperoleh nilai *drop displacement* saat *touchdown* (fase *compression*) sebesar -125 mm sedangkan hasil simulasi sebesar -92 mm. Perbedaan antara experimental dan simulasi disebabkan karena nilai variabel k simulasi lebih besar dari kondisi eksperimental. *Displacement rebounded* simulasi lebih cepat 0.032 detik dibanding eksperimental.



Gambar 3-1: vLGDT menggunakan MSC ADAMS



Gambar 2-2: Komparasi hasil eksperimental dan simulasi dengan variabel tebakan awal

Untuk mendapatkan karakteristik dinamik *main landing gear* simulasi sesuai dengan eksperimental, maka dilakukan iterasi pada parameter inputan simulasi. Iterasi pertama dilakukan untuk nilai k , sedangkan parameter e dan d sesuai dengan simulasi awal. Karena redaman hasil simulasi awal terlalu cepat dibanding eksperimental, maka nilai c_{max} diganti menjadi 2000 N.detik/ m, nilai ini masih tebakan awal, selanjutnya akan divariasikan setelah didapatkan nilai k yang mirip dengan eksperimental.

Nilai k divariasikan seperti ditampilkan pada Tabel 3-1. Gambar 3-3 ditampilkan hasil simulasi dengan memvariasi nilai k , pada nilai $k = 5.0e5$ N/m, nilai *drop displacement* fase *compression* 1 simulasi sebesar -124 mm pada 0.314 detik. Pada saat *separation* 1, nilai *drop displacement* simulasi sebesar 144 mm pada 0.602 detik. Komparasi hasil simulasi dan eksperimental ditampilkan pada Tabel 3-2.

Semakin kecil nilai *stiffness* (k), maka nilai *drop displacement* yang dihasilkan pada fase *compression* akan

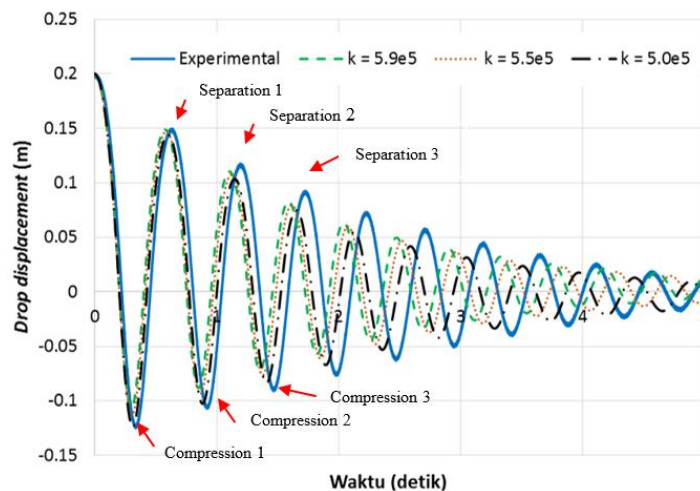
semakin besar seperti yang ditampilkan pada Gambar 3-3. Fenomena ini sama dengan Hukum Hooke (Hibbeler, 1997).

Persentase perbedaan antara simulasi dan eksperimental dari tahap 1 sampai 3 terus mengalami kenaikan, pada *compression* tahap ketiga, perbedaannya 7.1 % sedangkan pada *separation* 9.3 %, hal ini disebabkan karena ada pengaruh dari c_{max} . Untuk mendekati nilai eksperimental, dilakukan iterasi nilai c_{max} . Pada iterasi c_{max} , nilai $k = 5.0e5$ N/m, $e = 1.1$ dan $d = 1e-4$ m.

Nilai c_{max} divariasikan seperti pada Tabel 3-1 dan hasil dari variasi c_{max} ditampilkan pada Gambar 3-4. Semakin kecil nilai c_{max} , grafik hasil simulasi mendekati grafik eksperimental. Untuk Nilai $c_{max} = 1600$ N.detik/m pada saat fase *compression* dan *separation* ditampilkan pada Tabel 3-3. Perbedaan antara simulasi dan eksperimental pada fase *compression* dan *separation* tahap ketiga sudah di bawah 5 %, sedangkan saat $c_{max} = 2000$ N.detik/m (Tabel 3-2) perbedaannya masih di atas 5 %.

Tabel 3-1: VARIASI PARAMETER UNTUK GAYA KONTAK/IMPAK

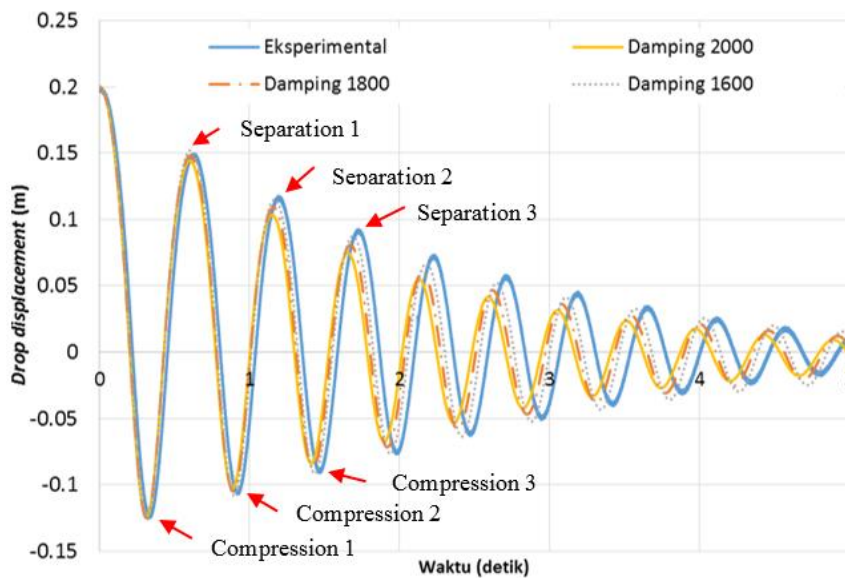
Stiffness k [N/m]	Damping C_{max} [N.detik/m]
5.9e5	2000
5.5e5	1800
5.0e5	1600



Gambar 3-3: Variasi nilai *stiffness*

Tabel 3-2: KOMPARASI DROP DISPLACEMENT EKSPERIMENTAL DAN SIMULASI ($k = 5.0e5 \text{ N/m}$; $c_{\max} = 2000 \text{ N.detik/m}$)

Fase	Drop displacement [mm] simulasi	Drop displacement [mm] eksperimental	Perbedaan [%]
Compression 1	-124	-125	0.8
Compression 2	-103	-107	3.9
Compression 3	-84	-90	7.1
Separation 1	144	148	2.7
Separation 2	104	117	2.9
Separation 3	75	92	9.3



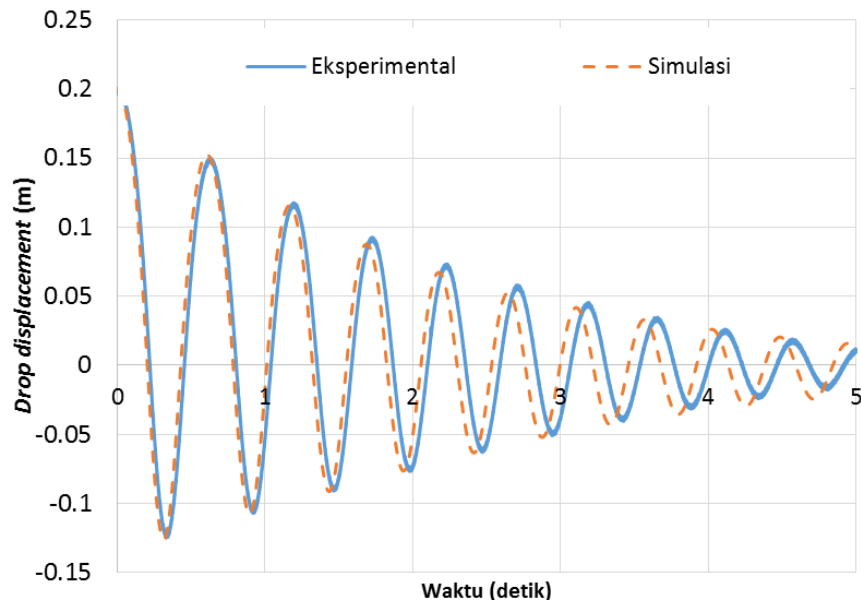
Gambar 3-4: Variasi nilai koefisien *damping*

Dari beberapa kali iterasi nilai *stiffness* (k) dan koefisien *damping* (c_{\max}) diperoleh grafik perbandingan hasil simulasi dan eksperimental seperti yang ditunjukkan Gambar 3-5. Hasil simulasi sudah mendekati eksperimental, namun mulai pada detik ke 2, perbedaan waktu fase *compression* dan *separation* antara

simulasi dan eksperimental sudah 0.05 detik seperti ditampilkan pada Tabel 3-4. Perbedaan waktu ini semakin lama semakin besar, hal ini disebabkan karena pendekatan pada penelitian ini masih menggunakan model *rigid body* dan tidak ada gesekan pada aparatus.

Tabel 3-3: KOMPARASI DROP DISPLACEMENT EKSPERIMENTAL DAN SIMULASI ($k = 5.0e5 \text{ N/m}$; $c_{\max} = 1600 \text{ N.detik/m}$)

Fase	Drop displacement [mm] simulasi	Drop displacement [mm] eksperimental	Perbedaan [%]
Compression 1	-126	-125	0.8
Compression 2	-108	-107	0.9
Compression 3	91	-90	1.1
Separation 1	152	148	2.7
Separation 2	115	117	1.7
Separation 3	88	92	4.5

Gambar 3-5: Perbandingan data *drop displacement* MLG eksperimental dan simulasiTabel 3-4: KOMPARASI WAKTU FASE *COMPRESSION* & *SEPARATION* PADA EKSPERIMENTAL DAN SIMULASI ($k = 5.0e5$ N/m; $c_{max} = 1600$ N.detik/m)

Fase	Waktu [detik] simulasi	Waktu [detik] eksperimental	Perbedaan [detik]
<i>Compression 1</i>	0.31	0.33	0.02
<i>Compression 2</i>	0.9	0.91	0.01
<i>Compression 3</i>	1.43	1.46	0.03
<i>Compression 4</i>	1.94	1.99	0.05
<i>Compression 5</i>	2.42	2.47	0.05
<i>Compression 6</i>	2.88	2.95	0.07
<i>Separation 1</i>	0.6	0.61	0.01
<i>Separation 2</i>	1.17	1.19	0.02
<i>Separation 3</i>	1.69	1.73	0.04
<i>Separation 4</i>	2.18	2.23	0.05
<i>Separation 5</i>	2.65	2.72	0.07
<i>Separation 6</i>	3.11	3.19	0.08

Setelah karakteristik dinamik dari simulasi sudah mendekati eksperimental, tahapan selanjutnya adalah menentukan karakteristik gaya kontak/impak pada simulasi. Gaya kontak/impak yang terjadi pada simulasi menggunakan vLGDT sebesar 75996 N seperti yang ditampilkan pada Gambar 3-6, sedangkan dari eksperimental sebesar 73612 N. Hasil simulasi lebih besar 3.14% dibandingkan eksperimental.

Menurut Hukum Hertz yang berhubungan dengan gaya kontak dengan pengaruh fungsi *nonlinear* dari lekukan dapat diekspresikan sebagai (Machado *et al.*, 2012):

$$F_N = K \cdot \delta^n \quad (3-1)$$

dimana δ adalah lekukan relatif antara bagian yang berkontak, K adalah parameter *stiffness* dan n adalah eksponensial gaya *nonlinear* yang merupakan fungsi dari properties material dan karakteristik geometri dari permukaan yang terjadi kontak.

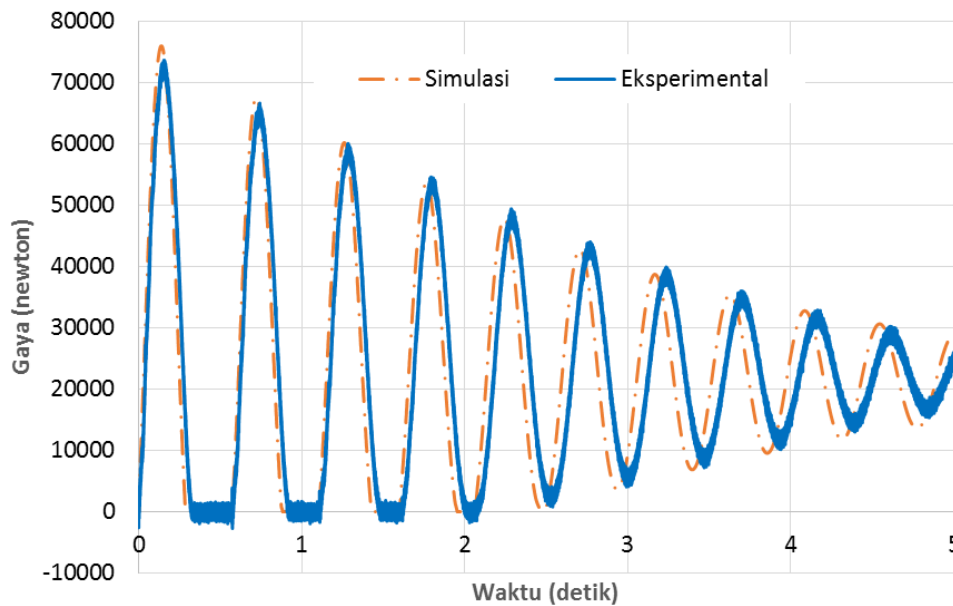
Berdasarkan Hukum Hertz di atas, salah satu cara untuk mengurangi gaya kontak/impak yang terjadi pada *main landing gear* adalah dengan mengurangi parameter *stiffness*, karena parameter dari material roda dan geometrinya sudah *fix*. Semakin kecil *stiffness* maka semakin besar defleksi

yang terjadi dan semakin banyak energi yang diserap oleh komponen yang terdefleksi tersebut (Hibbeler, 1997).

Stiffness dari *main landing gear* yang bisa dikurangi adalah komponen *strut* dan *rubber damper*-nya.

Tabel 3-5: PARAMETER GAYA KONTAK/IMPAK HASIL SIMULASI

<i>Stiffness</i> [N/m]	Koefisien <i>damping</i> [N.detik/m]	<i>Force exponent</i>	<i>Penetration depth</i> [m]
5.0e5	1600	1.1	1e-4



Gambar 3-6: Perbandingan gaya kontak/impak eksperimental dan simulasi

4 KESIMPULAN

Virtual Landing Gear Dropt Test (vLGDT) telah berhasil dibuat menggunakan perangkat lunak MSC ADAMS. Dari hasil simulasi (vLGDT), diperoleh parameter-parameter untuk gaya kontak/impak *main landing gear* pesawat komuter 19 penumpang. Nilai parameter gaya kontak/impak tersebut adalah *stiffness* (k) = 5.0e5 N/m dan koefisien *damping* (c_{max}) = 1600 N.detik/m. Gaya kontak/impak maksimal yang terjadi menggunakan simulasi (vLGDT) sebesar 75996 N, sedangkan pada eksperimental sebesar 73612 N dengan error sebesar 3.14%.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo, Bapak Agus Aribowo dan Bapak Atik Bintoro atas bimbingannya dalam penulisan makalah ini.

PERNYATAAN PENULIS

Isi dalam makalah ini sepenuhnya menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR RUJUKAN

- Brach, Raymond M, & Brach, Matthew, 2009. *Tire Models for Vehicle Dynamic Simulation And Accident Reconstruction*: SAE Technical Paper.

- Chen, Pu-Woei, Chang, Shu-Han, Chen, Chan-Ming, & Chen, Pu-Woei, 2014. *Impact Loading Analysis of Light Sport Aircraft Landing Gear*. *Applied Mechanics and Materials* 518, 252-257.
- Currey, Norman S., 1988. *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*: Aiaa.
- Fu, Yong Ling, Zhang, Peng, Li, Sheng Jun, & Li, Zhu Feng, 2013. *Drop Dynamic Simulation for Landing Gear via SimMechanics*. Paper presented at the Advanced Materials Research.
- Giesbers, Jochem, 2012. *Contact Mechanics in MSC Adams-A Technical Evaluation of The Contact Models In Multibody dynamics software MSC Adams*.
- Hibbeler, RC, 1997. *Mechanics of Materials*: Prentice Hall.
- Joko, 2010. *Pesawat N219 Akhirnya Diakui Sebagai Pesawat Nasional*. Retrieved from lapan.go.id website: <https://www.lapan.go.id/index.php/subblog/read/2015/2203/Pesawat-N219-Akhirnya-Diakui-Sebagai-Pesawat-Nasional/380>.
- Kemenhub, 2001. *Civil Aviation Safety Regulations (CASR) Part 23 Amd. 1*.
- Khude, Naresh N., 2014. *Efficient Simulation of Flexible Body Systems with Frictional Contact/Impact*. Citeseer.
- Kong, JP, Lee, YS, Han, JD, & Ahn, OS, 2009. *Drop Impact Analysis of Smart Unmanned Aerial Vehicle (SUAV) Landing Gear and Comparison with Experimental Data*. *Material wissenshaft und Werkstofftechnik*, 40(3), 192-197.
- Krason, W., & Malachowski, J., 2015. *Multibody Rigid Models and 3D FE Models in Numerical Analysis of Transport Aircraft Main Landing Gear*. *Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences*, 63(3), 745-757.
- Leo, Romeo Di, Fenza, Angelo De, Barile, Marco, & Lecce, Leonardo, 2014. *Drop Test Simulation for An Aircraft Landing Gear Via Multi-Body Approach*. *Archive of Mechanical Engineering*, 61(2), 287-304.
- Machado, Margarida, Moreira, Pedro, Flores, Paulo, & Lankarani, Hamid M., 2012. *Compliant Contact Force Models in Multibody Dynamics: Evolution of the Hertz Contact Theory*. *Mechanism and Machine Theory*, 53, 99-121.
- N219, Pesawat untuk Landasan Pendek, 2010. *Kompas*. Retrieved from <http://bisniskeuangan.kompas.com/read/2010/12/31/04573584/n219.pesawat.untuk.landasan.pendek>.
- Raymer, Daniel P., 1999. *Aircraft design: a conceptual approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., Reston, VA.
- Shabana, Ahmed A., 2013. *Dynamics of Multibody Systems*: Cambridge university press.
- Stronge, William James, 2004. *Impact mechanics*: Cambridge university press.

PICO-SATELLITE DETUMBLING SIMULATION USING MAGNETIC ATTITUDE ACTUATOR (SIMULASI DETUMBLING PADA SATELIT PIKO MENGGUNAKAN AKTUATOR SIKAP MAGNETIK)

Ali Muksin^{1*}, Ridanto Eko Poetro^{}, Robertus Heru Triharjanto^{***}**

**^{*}) Department of Astronomy, Institut Teknologi Bandung
Jl.Ganesha 10 Bandung 40132 Jawa Barat**

^{}) Aeronautics & Astronautics Program Study, Institut Teknologi Bandung
Jl.Ganesha 10 Bandung 40132 Jawa Barat**

^{*}) Satellite Technology Center**

**National Institute of Aeronautics & Space
Jl. Cagak Satelit Km. 4, Bogor 16310 Indonesia
¹e-mail: ali.muksin0510@gmail.com**

Diterima : 31 Mei 2017; Disetujui : 8 September 2017; Diterbitkan : 13 September 2017

ABSTRACT

One of the methods to control Nano/pico-satellite's attitude is using magneto-torquers as attitude actuators. ITB, at the moment is planning to develop a cubesat. Therefore, the objective of the research was to investigate the performance of such attitude control system for 3U class cubesat. The research used Matlab/simulink-based satellite simulator developed by LAPAN and ITB, and B-dot control law. The advantages of the method are that the actuators are small and lighter compared to the other type of actuators, such as momentum wheels or reaction wheels. However, the disadvantages is that the torques can be created only when the actuator oriented at non-zero angle with local magnetic field. The results showed that the attitude control system could performed the detumbling operation, with the best transient time at about two orbits period. Varying the gain parameter in the controller may result into variation of transient time and even instability.

Keywords: Cubesat attitude control, Magnetic actuator, B-dot control, Satellite simulator

ABSTRAK

Salah satu cara untuk mengendalikan sikap satelit nano/piko adalah dengan menggunakan magneto-torquer sebagai aktuator. Saat ini ITB tengah mewacanakan pengembangan cubesat, sehingga tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengevaluasi kinerja sistem kendali sikap berdasarkan medan magnet Bumi pada cubesat kelas 3U. Penelitian ini menggunakan simulator satelit berbasis MATLAB/simulink yang dikembangkan oleh LAPAN dan ITB, moda kendalinya berbasis hukum kendali b-dot. Keuntungan dari sistem kendali ini adalah ukuran dan beratnya yang kecil, dibandingkan dengan moda kendali lain, seperti momentum *wheel* atau *reaction wheel*. Sementara kerugiannya adalah hanya bisa menghasilkan torsi saat aktuator mempunyai sudut tidak nol dengan medan magnet Bumi. Hasil menunjukkan bahwa moda kendali tersebut dapat melakukan *manuver de-tumbling*, dengan waktu *transient* terbaik mendekati dua periode orbit. Juga ditunjukkan bahwa variasi waktu *transient* dan ketidakstabilan dapat diperoleh dengan memvariasikan parameter *gain* pada kontroler.

Kata kunci: *Kendali sikap cubesat, Aktuator magnetik, Kendali b-dot, Simulator satelit*

1 INTRODUCTION

Using magneto-torquers as sole attitude actuators in three-axis attitude control stability was initially proposed by Musser *et al.* (1989). The utilization of magneto-torquers in satellite is typical to dump excess angular momentum inducted by external disturbances. Other utilizations include detumbling, initial acquisition, precessing control, nutation damping, and momentum control (Markley *et al.*, 2014). The discussion in this paper focuses more on the detumbling case.

Attitude control system using magnetorquers have several advantages and disadvantages especially for near-Earth mission or satellite in Low Earth's Orbit (LEO) orbit. The advantages are the hardware is simple, lightweight compare to other types of actuator such as reaction wheels or momentum wheels, and the mass does not change over time (unlike thruster). In addition, it has smoothness of application, does not deteriorate over time, and has essentially unlimited mission, due to the absence of expendable. But this actuator only produces perpendicular torque of local

magnetic field, and at any given time, the satellite is only able to control two out of its three axis while producing residual magnetic moment. The actuator also has some limitations due to the complicated dynamic nature of the Earth's magnetic field (Makovec, 2001).

The objective of this research was to investigate the performance of 3-axis magneto-torquer for attitude control system of 3U class cubesat. The investigation was done by simulating detumbling mode for the pico-satellite in LAPAN-ITB Simulink-based satellite simulator.

Before the investigation, the model of Earth's magnetic field had been implemented in the simulator developed by Triharjanto *et al.* (2015). The model was based on International Geomagnetic Reference Model (Thébault, 2015), which was put forth by IAGA (International Association of Geomagnetism and Aeronomy). Among others, the reference showed that the field magnitude decrease was promotionally inverted to the cube from the distance of the center of the Earth and the magnetic control torques were typical in the order of 10^{-4} Nm and 10^{-5} Nm for LEO orbit. The details

of the computational implementation was published by Muksin et al (2016).

2 METHODOLOGY

2.1 Satellite-Earth Magnetic Interaction Model

According to the attitude control design guidance in Wertz (2011), it is assumed that satellite is a rigid body with homogeneous density. The satellite is cube shaped with 13x13x30 cm in dimension and 3,5 kg in weight. This satellite only has coil type magneto-torquers as the attitude actuator in three axis configuration. The coils are made of copper wire with 265 wraps for x-axis, 243 wraps for y-axis, and 279 wraps for z-axis. It is assumed that the maximum currents can be produced by the satellite is 30 mA.

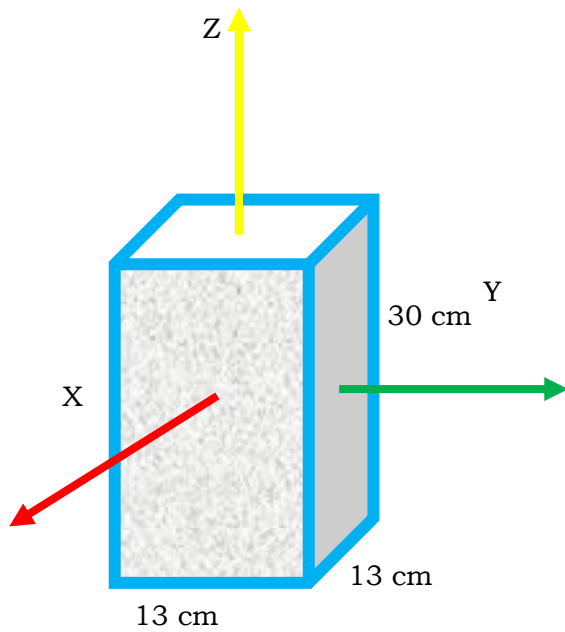


Figure 2-1: Satellite model showing coil magneto-torquers placement (blue)

To implement the model in Simulink-based simulator, we made a mathematic model of this satellite's inertia matrix. The inertia matrix was used to describe the mass distribution about center of mass. For the satellite

with mass m , Wertz (2011) defined the inertia matrix as:

$$I = \int \begin{bmatrix} (x^2 + z^2) & -xy & -zx \\ -xy & (z^2 + x^2) & -yz \\ -zx & -yz & (x^2 + y^2) \end{bmatrix} dm \quad (2-1)$$

Using the equation, the inertia matrix (assuming the value of product inertia was 10% from the calculated value) was

$$I = \begin{bmatrix} 0.3741 & -0.005915 & 0 \\ 0 & 0.3741 & -0.01365 \\ -0.01365 & 0 & 0.1183 \end{bmatrix} kg.m^2$$

2.2 Earth's Magnetic Field Model

The Earth's magnetic field implemented in the Simulink-based satellite simulator by Muksin *et al.* (2016) was based on the updated version of IGRF-12 model. This simulator used a custom model adopted from IGRF 12th data, combined with theoretical model of spherical harmonic. The result are plotted in Figure 2-2 (axis showing latitude and longitude).

Figure 2-3 shows the simulated single orbit reading of the satellite's magnetometer. The orbit parameters used the orbit of LAPAN-A2 satellite downloaded from celestrak on April 37 2016, at 08:59 PM (Table 2-1), but the inclination angle had been modified from 6 to 97 degree.

Table 2-1. LAPAN-A2 (IO-86) TLE

1	40931U	15052B	16092.07183861		
	.00000704	00000-0	92160-5 0 9996		
2	40931	5.9980	144.8864	0012731	
	105.9830	254.1966	14.76443089		
	27519				

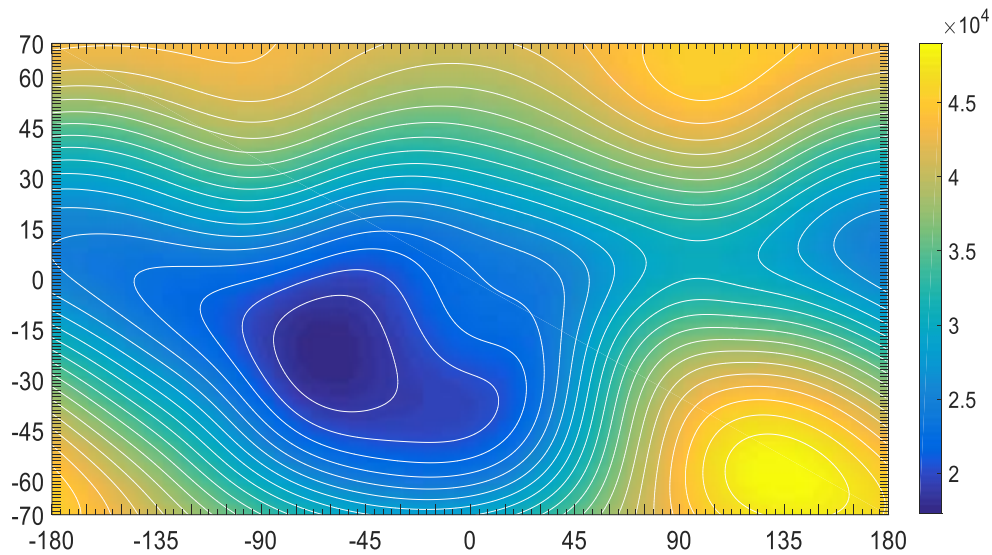


Figure 2-2: Total intensity of the Earth's geomagnetic field model in local horizon frame

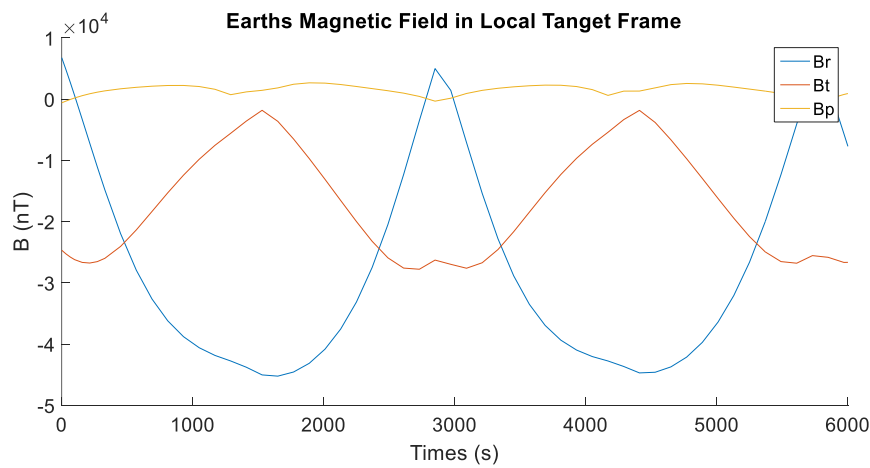


Figure 2-3: The satellite geomagnetic reading in local tangent coordinates for 1 orbit

2.3 The Attitude Control Model

Magnetic torque is a product of interaction between moment dipole generated by flowing currents through the coil, and Earth's magnetic field. This is a similar effect to compass needle that attempts to align itself with local direction of magnetic field. If a magnetic moment by spacecraft can be represented with \vec{m} and the local magnetic field with \vec{B} , the produced torque \vec{T} , is (Wertz, 2011)

$$\vec{T} = \vec{m} \times \vec{B} \tag{2-2}$$

to control the attitude of the spacecraft, the electric currents \vec{I} must be carefully calculated, that must be taken to generate the magnetic moment. The moment generated by magnetorquers is (Wertz, 2011)

$$\vec{m} = NIA\hat{n} \tag{2-3}$$

N is number of coil and A is cross-section area of the coil. Thus, substituting equation (2-3) into equation (2-2), will give

$$\vec{T} = NIAB(\hat{n} \times \hat{b}) \tag{2-4}$$

with \hat{b} is unit vector of the local magnetic field and \hat{n} is unit vector of the electro-moment dipole.

In cases using the magnetorquers as main actuator of small satellite, it can be used, among others, to de-tumble te satellite. To detumble we use B-dot control (controlling electro-magnetic dipole moment) to make an angular velocity $\bar{\omega}$, of spacecraft equal to zero or close to zero (Makovec, 2011)

$$\bar{T}_{ctrl} = \frac{k}{\|\bar{B}\|} (\bar{\omega} \times \bar{b}) \quad (2-5)$$

with $\bar{b} = \bar{B} / \|\bar{B}\|$, k is positive scalar gain. The gain is used to estimate how much torque must be acted to achieve the detumbling mode and the value of this gain can be estimated. The equation above gives

$$\bar{T}_{ctrl} = k(\bar{\omega} \times \bar{b}) \times \bar{b} = -k(I_3 - \bar{b}\bar{b}^T) \bar{\omega} \quad (2-6)$$

Where we can see the control torque is clearly perpendicular to local magnetic vector \bar{b} . To prove the stability of this control law considering the following candidate Lyapunov function (Makovec, 2011)

$$\bar{V} = \frac{1}{2} \bar{\omega}^T I \bar{\omega} \quad (2-7)$$

with I is an inertia matrix, using dynamic and kinematic equation in Wertz (2011)

$$I \dot{\bar{\omega}} = -[\bar{\omega} \times] I \bar{\omega} + \bar{T} \quad (2-8)$$

and previous equation, will get

$$\dot{\bar{V}} = -k \bar{\omega}^T (I_3 - \bar{b}\bar{b}^T) \bar{\omega} \quad (2-9)$$

with $(I_3 - \bar{b}\bar{b}^T)$ is eigenvalues that always be 0, 1, and, 1. Using these equation will give (Makovec, 2011)

$$\dot{\bar{B}} = A \dot{\bar{R}} - \bar{\omega} \times \bar{B} \quad (2-10)$$

where $\dot{\bar{R}}$ is geomagnetic vector depends on spacecraft orbital's position. Assuming, or initial stage of detumbling, $\dot{\bar{R}} \perp \bar{B}$, we can approximate that

$$\dot{\bar{m}} = -\frac{k}{\|\bar{B}\|} \dot{\bar{B}} \quad (2-11)$$

this equation is well-known as B-dot control and the gain value can be estimated using

$$k = \frac{4\pi}{T_{orb}} (1 + \sin i) I_{min} \quad (2-12)$$

in this case, the gain value that is used is a fix single gain value, not an adaptive gain value or PID (proportional-integral-derivative).

T_{orb}	: Orbital period, seconds
i	: Inclination angle, degree
I_{mi}	: Minimum value of principal inertia moment

3 THE SATELLITE SIMULATOR

The simulator was built using MATLAB (a programming language developed by MathWorks) and Simulink (a block diagram environment for multi-domain simulation and Model-Based Design), with the graphic user interface (GUI) given in figure 3-1. The main input (satellite parameter and initial condition) of the simulator given in Satellite Parameter is INPUT block and all output is given in OUTPUT block. With this simulator we can visualize the orbit and

attitude of the satellite in 2D graph or 3D animation.

Before we make a scheme of B-dot controller, the first thing to do is to convert the Earth's magnetic field model in local horizon frame to body reference frame as magnetometer. Using coordinate transformation, if R_l^b represents matrix transformation from local horizon to

body reference frame, the transformation coordinate given by

$$\vec{B}_b = R_l^b \vec{B}_l \tag{2-13}$$

with \vec{B}_l is Earth's magnetic field in local horizon frame and \vec{B}_b is field in body reference frame. The schematic implementation B-dot control is shown in Figure 3-2, and the Simulink implementation in Figure 3-3.

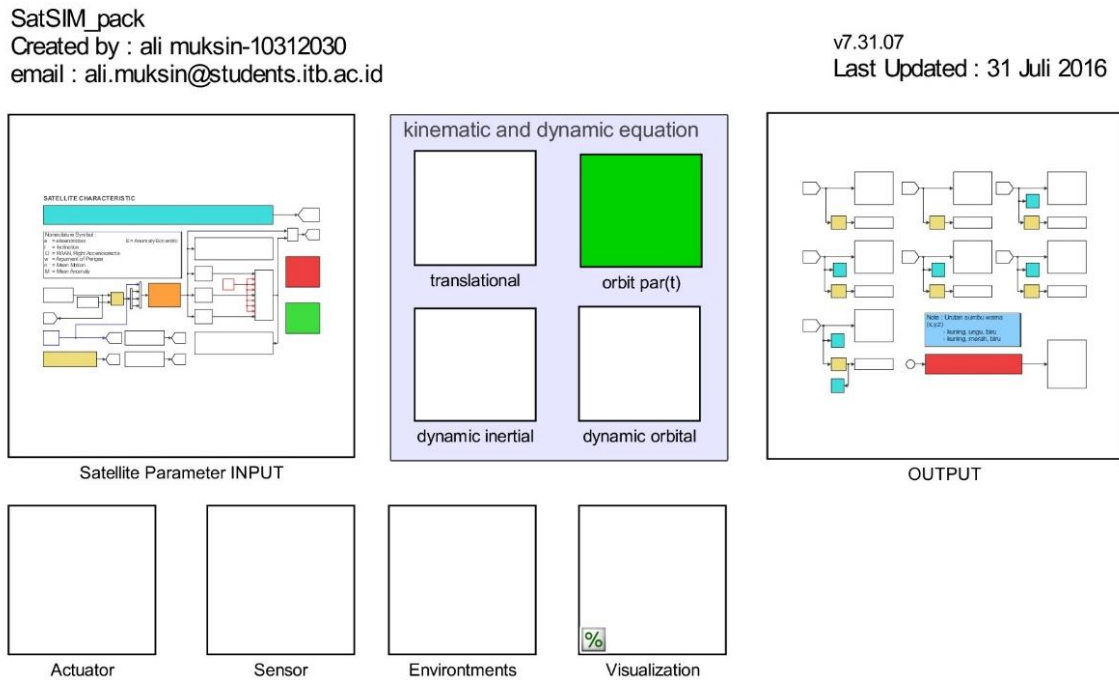


Figure 3-1: GUI of satellite simulator base on MATLAB Simulink

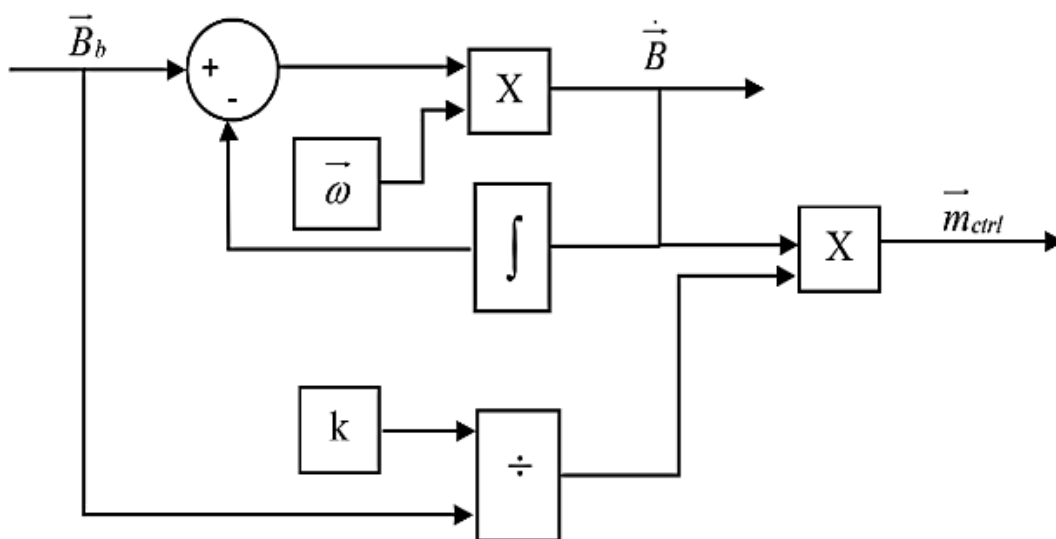
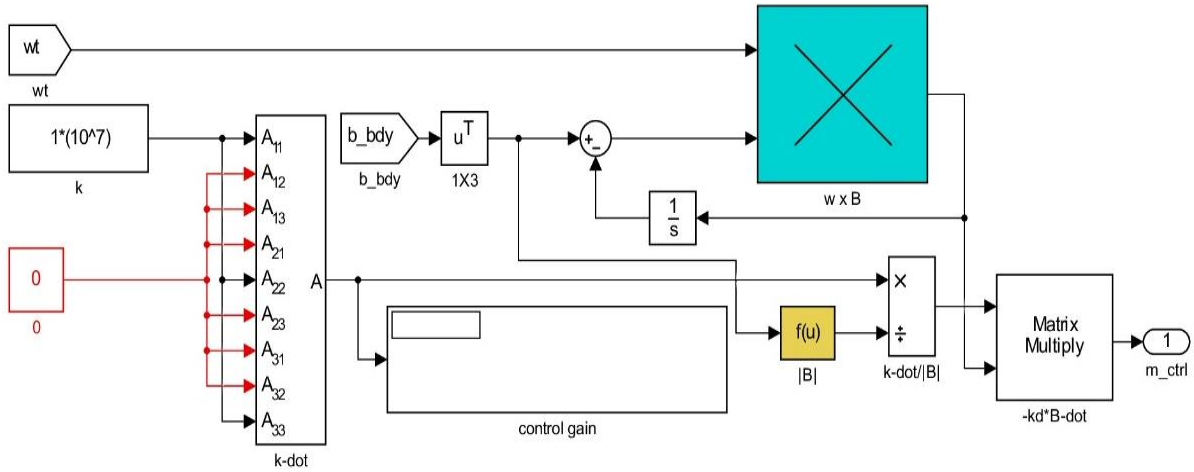


Figure 3-2: B-dot control scheme



$$k = \frac{4\pi}{T_{orb}}(1 + \sin \xi_m) J_{min}$$

Figure 3-3: Implementation of B-dot control in the satellite simulator

3 RESULTS AND DISCUSSIONS

These are the results of simulation for detumbling mode with different gain value (k) for $t=15000s$, with the initial angular velocity of spacecraft is $\omega_0 = [0.03 \ -0.02 \ 0.01]$ rad/s and initial rotation angle is $[\psi \ \theta \ \phi] = [0 \ 0 \ 0]$ degree, with θ is rotation about roll axis, ψ is rotation about pitch axis, and ϕ is rotation about yaw axis.

Figure 3-1 (angular velocity plot) shows that the time needed to stop the satellite rotation is $\sim 1600s$, which is nearly < 1 orbit periods. In rotation angle plot shows that during such time the satellite has rotated 4 times in x -axis (roll) and 3 times in z -axis (yaw). Full rotation cannot happen in y -axis (pitch), because at the initial condition the satellite's position located at the equator and the field in down direction that effect on pitch rotation is not too strong compare to another component in other direction. After detumbling mode, we can see from magnetic torque plot (the torque is result of interacting between the Earth's geomagnetic field and dipole moment by magnetorquers), the system unable to lock the attitude or completely

stop the rotation of the satellite. It is because when the satellite toward the Earth's magnetic pole, the field increases and affects the angular velocity due to the gain value is large. Even so, b -dot still reduces the angular velocity.

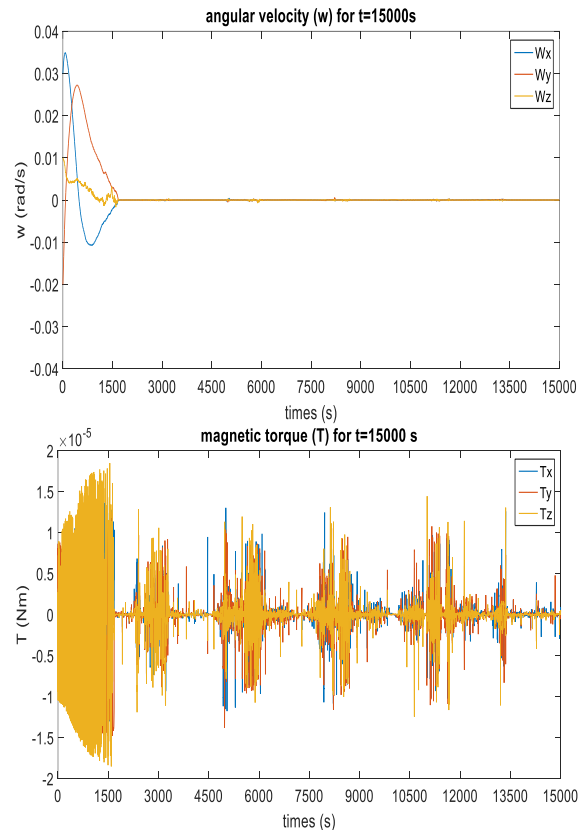


Figure 3-1: Attitude control parameters for $k = 5.0617 \times 10^4$ without perturbations

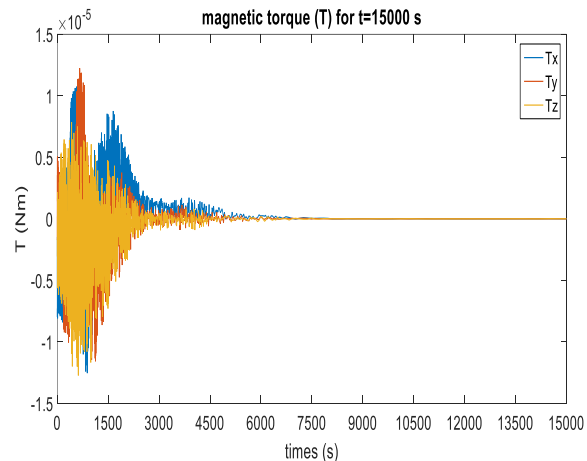
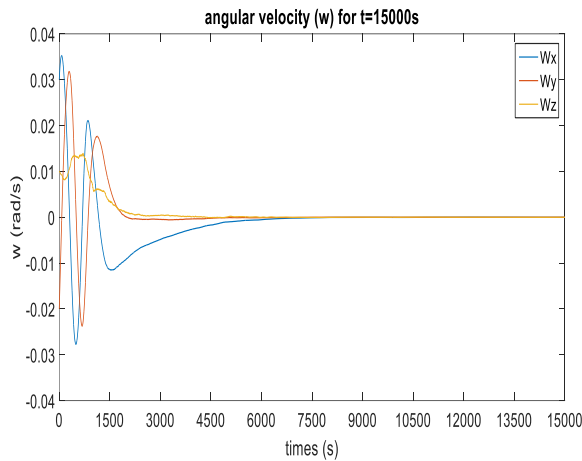


Figure 3-2: Time history of attitude parameter for $k = 1 \times 10^1$ without perturbations

Figure 4-2 (angular velocity plot) shows that the time need to stop the satellite rotation is $\sim 12000s$, which is nearly >1 orbit periods. In rotation angle plot shows that during such time the satellite has rotated 3 times in x -axis (roll) and 4 times in z -axis (yaw). Full rotation cannot happen in y -axis (pitch), because at the initial condition the satellite's position located at the equator and the field in down direction that effect on pitch rotation is not too strong comparing to another component in other direction. After detumbling mode, the system was managed to lock the attitude or completely stop the rotation of the satellite (see magnetic torque plot). And it can be concluded that b-dot successfully achieve detumbling mode with this fix or constant gain value.

Figure 4-3 (angular velocity plot) shows the system fail to reach its goal of stopping the satellite rotation. In this case, the rate explodes near the pole (around $\sim 10000s$) and the system or b-dot cannot recover or reduce the angular velocity, the spacecraft spins about z -axis or yaw. It is because when the value of gain (k) is too large, it means that the magnetorquers is too sensitive and can cause instability after detumbling mode is achieved. This indicates that the system performing at the limit of its capability at this gain value.

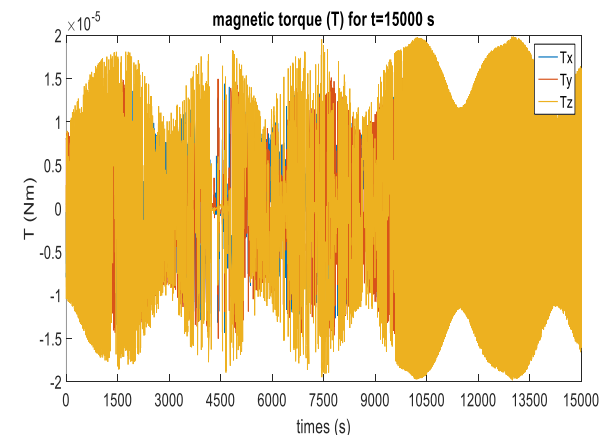
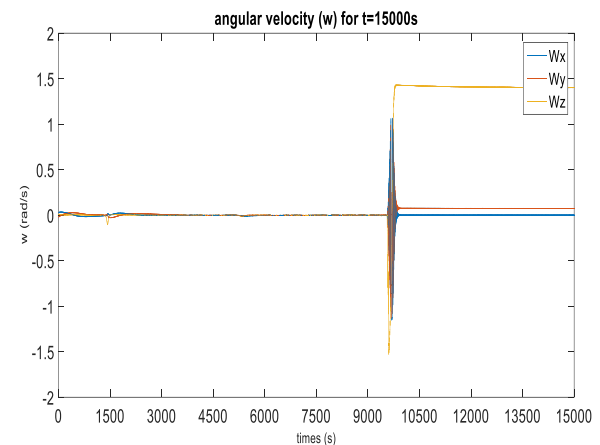


Figure 4-3: Time history of attitude parameter for $k = 1 \times 10^7$ without perturbations

The gain value in this case is depending on the mass moment of inertia of the spacecraft and should be recalculated for different configurations. For this simulator, the gain value used is a fix single gain value. The only consequence of having too low gain set is

the settling time proportional increase (Guerrant, 2005) or otherwise. But the maximum stable gain did not guarantee that detumbling mode can be achieved fastest due to when the gain with the fastest settling time (the gain value is large) has a stability limit. And the different configurations of the gain value give a different performance (Leomanni, 2012).

4 CONCLUSIONS

From the results, we can conclude that gain value k has important rule to define how long to achieve detumbling mode and define the sensitivity of the model of magnetorquers. If gain value k is large, the time to achieve detumbling mode is shorter, but if gain value is too large, after detumbling mode, bias moment still exists that causes disruptions while the satellite attitude control mechanism in effect. To avoid the torques with infinite (∞) value, when the value of the gain k is too large, the currents are limited to a maximum of 30 mA or 0.030 A. In this paper the best and smoothest result was for gain $k=1 \times 10^1$. In this simulator, for $k > 1 \times 10^6$ the system could not achieve detumbling mode and it was the limit of the gain value for this simulator. The instability occurred when $k=1 \times 10^7$ for $t = \pm 1000s$ and the system failed to reach detumbling. Another factor that influenced how long it took to reach detumbling mode was the satellite model (matrix inertia moment). The model would give a variety of gain values to get the best result. If we had used a different satellite model, then the order of gain value to reach de-tumbling mode would have been different too.

ACKNOWLEDGMENTS

The author would like to thank Suryadi Siregar as my official advisor, Bryant Roosevelt Sabur, Andy Jefferson

Sabur, Isabella Roseline, and Department of Astronomy, Faculty of Mathematics and Science or FMIPA ITB for their assistance and support of both mental and material.

REFERENCES

- Guerrant, D.V., 2005. Design and Analysis of Fully Magnetic Control for Pico Satellite Stabilization, Faculty of California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 28-34.
- Herbert, E.W., 2004. NPSAT1 Magnetic Attitude Control System Algorithm Verification, Validation, and Air-Bearing Tests. Monterey, California. 11-33.
- Leomanni, M., 2012. Comparison of Control Laws for Magnetic Detumbling, Università degli Studi di Siena, Technical Report 2012, <https://www.researchgate.net/publication/263008407>. (downloaded September 2016).
- Makovec, K.L., 2001. A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites, Master's Thesis, Virginia Tech, 6-38.
- Markley, F.L., Crassidis, J.L., 2014. Fundamental of Spacecraft Attitude Determination and Control, The Space Technology Library Editorial Board, Springer New York Heidelberg Dordrecht London, 307-310.
- Muksin, A., Siregar, S., Triharjanto, R.H., 2016. Implementing the 2015-2020 Earth's Geomagnetic Model for Satellite Simulator Based on 12th Generation IGRF Data, Advanced in Aerospace Science and Technology in Indonesia, Vol.1.
- Musser, K.L., and Ebert, W.L., 1989. Autonomous Spacecraft Attitude Control Using Magnetic Torquing Only, Flight Mechanics Estimation Theory Symposium, NASA Conference Publication, 23-38.
- Thébault, E., 2015. International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation, Earth, Planets and Space, 67-79.

Triharjanto R.H., Nur Ubay, M.S., Utama, S., Poetro, R.E., 2015. Evaluation of Attitude Dynamic Module on LAPAN-ITB Micro-Satellite Simulator, Proc. 2nd IEEE International Conference of Aerospace & Remote Sensing (ICARES).

Wertz, J.R., 1978. Spacecraft Attitude Determination and Control, Holland: Kluwer Academic Publishers, 204-206,775-786.

SISTEM PENGAMAN POWER SHAPE-CHARGE PADA FLIGHT TERMINATION SYSTEM (POWER SHAPE CHARGE SECURITY SYSTEM ON FLIGHT TERMINATION SYSTEM)

Effendi Dodi Arisandi

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekar Sari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail: effendi.dodi@lapan.go.id

Diterima 20 Juli 2017; Direvisi 21 Agustus 2017; Disetujui 18 September 2017

ABSTRACT

Battery is reusable electric energy resource. Thus, the battery can be used as power for various kind of electronics equipment. The Flight Termination System (FTS) module also uses battery as electric energy resource. The FTS module which has been integrated in the rocket system must be controlled strictly in order to avoid accident that can be caused by switching on the battery power. (*Smart system yang menjadi focus pada penelitian ini terdiri dari komponen mikrokontroler, inverter, relay, resistor, dan thyristor-belum ada terjemahan untuk ini*). This research was focused on how to protect battery resource as power shape-charge in the FTS module. The research showed that smart system usage could obstruct the activation of the relay when the battery power is switched on.

Keywords: smart system, FTS module, relay, shape-charge power

ABSTRAK

Baterai adalah sumber energi listrik yang dapat digunakan secara berulang-ulang. Dengan demikian, baterai dapat digunakan sebagai sumber energi listrik untuk berbagai macam peralatan elektronika. Modul *Flight Termination System* (FTS) juga menggunakan baterai sebagai sumber energi listrik. Modul FTS yang telah terintegrasi dalam sistem roket harus dikontrol secara ketat agar tidak terjadi kecelakaan yang dapat ditimbulkan oleh penyalaan *power* modul. Hal ini disebabkan, pada saat *power* modul FTS dinyalakan maka akan menimbulkan logika *high* pada mikrokontroler yang dapat memicu aktifnya komponen elektronika. Penelitian ini fokus pada sistem proteksi sumber daya baterai sebagai pemicu sistem *shape-charge* pada modul FTS. *Smart system* yang menjadi fokus pada penelitian ini terdiri dari komponen mikrokontroler, *inverter*, *relay*, *resistor*, dan *thyristor*. Dari hasil penelitian diperoleh bahwa penggunaan *smart system* dapat menghambat aktifnya *relay* yang diakibatkan oleh penyalaan *power* modul FTS.

Kata kunci: *smart system*, modul FTS, *relay*, *power shape-charge*

1 PENDAHULUAN

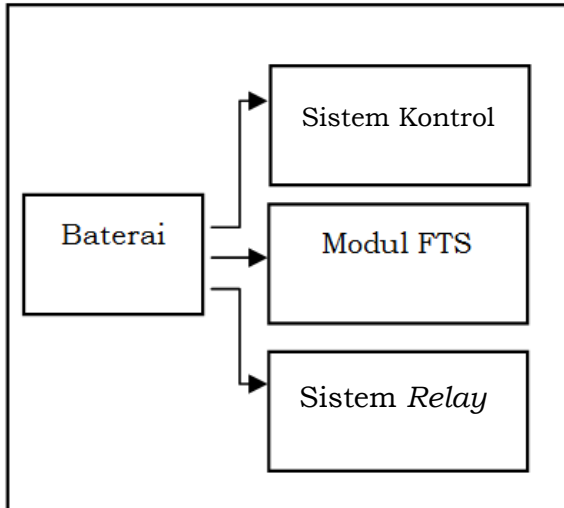
Perkembangan teknologi roket yang dikembangkan oleh LAPAN khususnya pusat teknologi roket telah memasuki tahapan awal menuju roket peluncur satelit (RPS). Penelitian RPS diawali dengan penelitian roket sonda dengan diameter 320 mm. Muatan telemetri yang ada pada roket tersebut harus menggunakan sumber energi baterai. Baterai juga merupakan sumber energi yang digunakan *payload*.

Baterai adalah energi listrik yang dapat digunakan secara berpindah-pindah. Baterai mempunyai banyak tipe seperti baterai LiPo [E. Cordero, dkk, 2015] dan daya simpannya seperti baterai basah [H. Weiss dan S. Volgger, 2014] atau kering. Baterai dapat digunakan sebagai sumber energi untuk telepon genggam atau sistem elektronika lainnya. Dengan kemajuan teknologi, baterai dapat diisi ulang (*rechargeable*) [Jang-Hyuck Lee dan Joon-young Sung, 2004]. Energi baterai juga dapat digunakan pada sistem modul FTS. Modul FTS mempunyai dua baterai sebagai sumber energi listrik, baterai pertama sebagai sistem *power* modul dan baterai kedua sebagai *power* pada sistem *shape-charge*. Oleh karena itu, diperlukan

pendistribusian *power* baterai yang tepat untuk kebutuhan arus listrik pada sistem [S. K Wong dan A. Kalam, 1996]. Di samping itu juga diperlukan proteksi sumber tegangan yang dapat menggunakan metode algoritma arnoldi [Garng Huang dan Tong Zhu, 1999].

Modul FTS [Effendi Dodi Arisandi, 2015] akan diintegrasikan pada sistem roket yang akan tertutup secara rapat. Dengan demikian, aktivasi baterai pada sistem *shape-charge* harus betul-betul diperhatikan untuk menghindari ledakan. Untuk mengaktifkan *power shape-charge* maka digunakan sistem *relay* yang dikontrol oleh sebuah mikrokontroler [Effendi Dodi Arisandi, 2015]. Pada saat *power* modul diaktifkan maka mikrokontroler akan mengeluarkan tegangan 5 volt pada masing-masing pin keluaran dalam waktu sesaat dengan arus $\pm 10\text{mA}$ [http://www.atmel.com, 2016]. Tegangan sesaat ini sudah dapat mengaktifkan sistem *relay* pada modul FTS. Jika sistem *relay* aktif di luar kendali yang telah ditentukan, maka *relay* tersebut dapat mengaktifkan sistem tegangan *shape-charge* yang dapat menimbulkan aktifnya *shape-charge* (ledakan). Ledakan ini diakibatkan oleh telah tersambungannya *shape-charge* dengan

sumber baterai sebagai pemicu aktifnya *shape-charge* tersebut. Blok diagram rangkain elektronika yang belum menggunakan *smart system* dapat dilihat pada Gambar 1-1.



Gambar 1-1: Blok diagram *NonsmartSystem*

Penelitian ini difokuskan pada solusi bagaimana mengontrol sistem *relay* agar tidak aktif pada saat *power system* dinyalakan. Ada beberapa metode yang dapat digunakan untuk mengatasi hal tersebut, yang pertama adalah metode pemisahan saklar *power module* FTS dengan *power relay*, yang kedua adalah dengan *smart system*. Pada penelitian FTS, untuk menghindari adanya ledakan *shape-charge* pada saat *power module* dinyalakan, maka saklar antara *power* modul dan sistem FTS dipisahkan secara manual. Sistem pengontrolan *relay* pada metode pemisahan saklar maupun *smart system* sama-sama dikendalikan oleh sebuah mikrokontroller. Mikrokontroller dapat mengeluarkan logika tinggi 5 volt atau logika rendah 0 volt. Dengan tegangan keluaran 5 volt dari mikrokontroller sudah dapat digunakan untuk menggerakkan/mengaktifkan sebuah *relay* dengan menggunakan rangkaian tambahan transistor darlington [Akash A., Hongunti dkk, 2014]. Metode *smart system* adalah

metode yang digunakan untuk mengendalikan arus keluar pada mikrokontroller pada saat *power* modul FTS dinyalakan. Keluaran logika tersebut akan dibandingkan dengan logika lain sebelum mengaktifkan *system relay*.

Makalah ini terdiri dari empat bab yang dibagi sebagai berikut; bab pertama adalah pendahuluan yang merupakan latar belakang dan permasalahan dalam penelitian ini serta solusi yang akan didapatkan. Bab kedua adalah metode yang digunakan pada penelitian ini. Bab ketiga adalah hasil dan pembahasan. Bab keempat adalah kesimpulan dan saran untuk pengembangan penelitian ini.

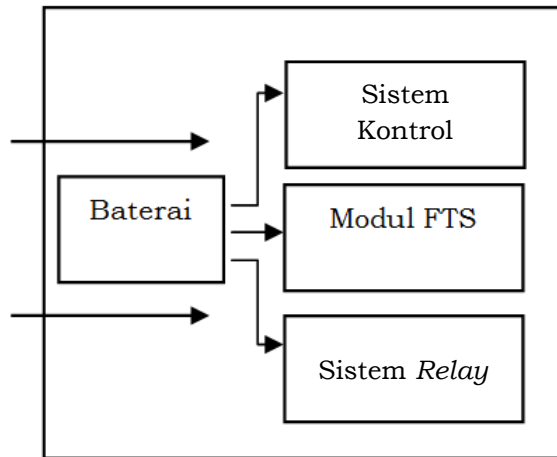
2 METODOLOGI

Pada bab pendahuluan telah disebutkan bahwa penelitian ini menggunakan dua metode untuk memproteksi sistem *relay* pada modul FTS. Metode pertama adalah dengan memisahkan saklar *power system relay* dan *power* saklar pada modul FTS. Metode kedua adalah dengan menggunakan metode *smart system*.

2.1 Pemisahan Saklar Modul FTS dan Sistem Relay

Metode ini adalah metode yang sangat sederhana yaitu menyediakan dua saklar yang terpisah. Saklar pertama digunakan untuk mengaktifkan *power* modul FTS. Saklar kedua digunakan untuk mengaktifkan sistem *relay* sebagai penghubung *power shape-charge*. Gambar 2-1 adalah blok diagram untuk menjelaskan metode pemisahan dua saklar *power* modul FTS dan *power relay*. Metode ini akan mengalami kesulitan jika modul FTS sudah terintegrasi pada sebuah roket, karena harus melakukan pengaktifan saklar sebanyak dua kali. Prosedur pengaktifan kedua saklar

tersebut harus mengikuti prosedur yang telah ditentukan untuk menjaga aktifnya *relay* yang disebabkan oleh arus sesaat dari keluaran mikrokontroller. Arus sesaat yang ada merupakan hasil pengamatan dari desain rangkaian sistim FTS sebelumnya.



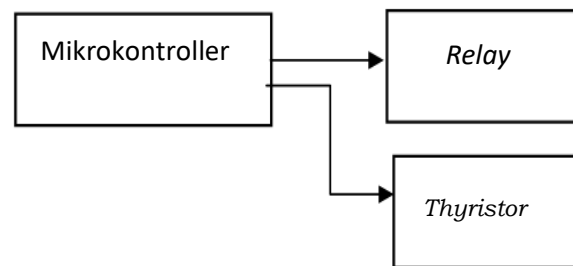
Gambar 2-1: Metode pemisahan saklar *power*

Saklar modul FTS yang terdapat mikrokontroller harus diaktifkan terlebih dahulu, kemudian saklar *power* sistem *relay* dapat diaktifkan. Jika saklar *power* sistem *relay* aktif terlebih dahulu maka pada saat *power* modul FTS diaktifkan akan ada arus sesaat yang keluar dari pin mikrokontroller. Arus sesaat ini sudah cukup untuk mengaktifkan sistem *relay*. Jika sistem *relay* aktif, maka sumber tegangan untuk *power* sistem *shape-charge* dapat mengaktifkan *shape-charge* sehingga akan terjadi ledakan.

2.2 Metode Smart System

Metode *smart system* adalah suatu metode yang digunakan untuk menyalakan modul FTS beserta sistem *relay* secara bersamaan. Pada metode ini saklar *power* yang digunakan hanya satu saklar. Sumber tegangan untuk modul FTS dan sistem *relay* berasal dari sumber baterai yang sama. Metode *smart system* ini secara blok diagram dapat dilihat pada Gambar 2-2. Ada tiga bagian secara umum pada gambar

tersebut, bagian pertama adalah sistem mikrokontroller yang mempunyai tugas untuk mengontrol *driver relay*. Bagian yang kedua adalah sistem *thyristor* untuk melewatkan sumber tegangan untuk *shape-charge*. Sedangkan bagian yang ketiga adalah sistem *relay* itu sendiri yang mempunyai tugas untuk meloloskan pemicu *gate* pada bagian *thyristor*. Untuk menghemat konsumsi arus listrik pada sistem *relay*, maka dapat digunakan *relay* dengan *low power* [Hei Kam, Tsu-Jae King Liu dan Vladimir Stojanovic, 2011] sehingga baterai dapat bertahan lama.

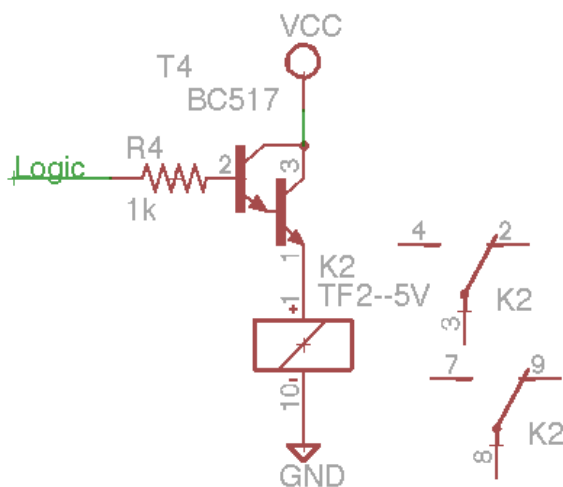


Gambar 2-2: Metode *smart system*

Pada saat penyalan *power* mikrokontroller pada modul FTS maka akan ada arus yang keluar pada pin *output* mikrokontroller. Besarnya arus yang keluar tersebut sudah cukup untuk mengaktifkan *relay* yang ada pada modul FTS. Jika *relay* aktif hanya dengan penyalan *power* module FTS maka akan dapat mengakibatkan menyalanya *shape-charge*. Jadi metode *smart system* ini digunakan untuk mencegah aktifnya *relay* pada saat *power* module FTS dinyalakan. Prinsip dari metode ini adalah dengan mengkondisikan bahwa logika ke *driver relay* selalu pada kondisi *low* (nol volt) pada saat *power* modul FTS dinyalakan. Dengan penambahan *pull-up resistor* dan *inverter* maka kondisi logika ke *driver relay* akan selalu *low* (nol volt) pada saat *power* dinyalakan atau dimatikan. Pada bab 3 tentang hasil dan pembahasan akan menjelaskan metode *smart system* secara rinci.

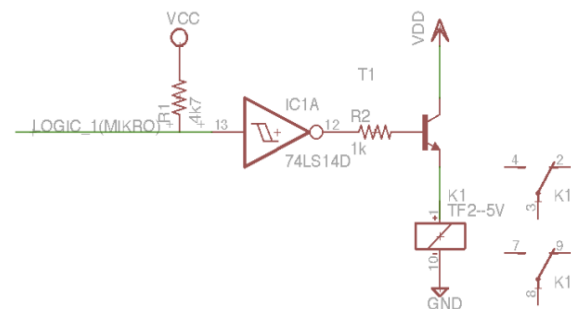
3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Metode dua saklar untuk modul FTS mempunyai kelebihan yaitu bahwa keamanan aktifnya *relay* oleh arus dari mikrokontroller dapat dihindari dikarenakan sumber tegangan mikrokontroller dan *relay* berbeda. Namun, metode ini mempunyai kendala dalam kepraktisannya jika modul FTS sudah terintegrasi pada roket karena diperlukan lebih dari satu kali pengaktifan sebuah sumber tegangan dan memerlukan sumber energi listrik yang berbeda. Pada saat sebuah mikrokontroller diberikan catu daya 5 volt maka mikrokontroller akan mengeluarkan logika tinggi (5 volt) dengan arus tertentu yang sesaat. Arus sesaat sebesar 10mA sudah dapat digunakan untuk mengaktifkan *driver relay*, karena *driver relay* menggunakan rangkaian transistor yang disusun secara darlington. Dengan memberikan arus kecil pada kaki basis transistor pertama maka penguatannya menjadi cukup besar. Rangkaian *driver relay* yang tersusun secara darlington dapat dilihat pada Gambar 3-1 dimana rangkaian ini menggunakan transistor NPN. *Driver relay* akan aktif jika arus yang mengalir pada basis transistor dapat mengaktifkan gerbang pada transistor NPN tersebut.



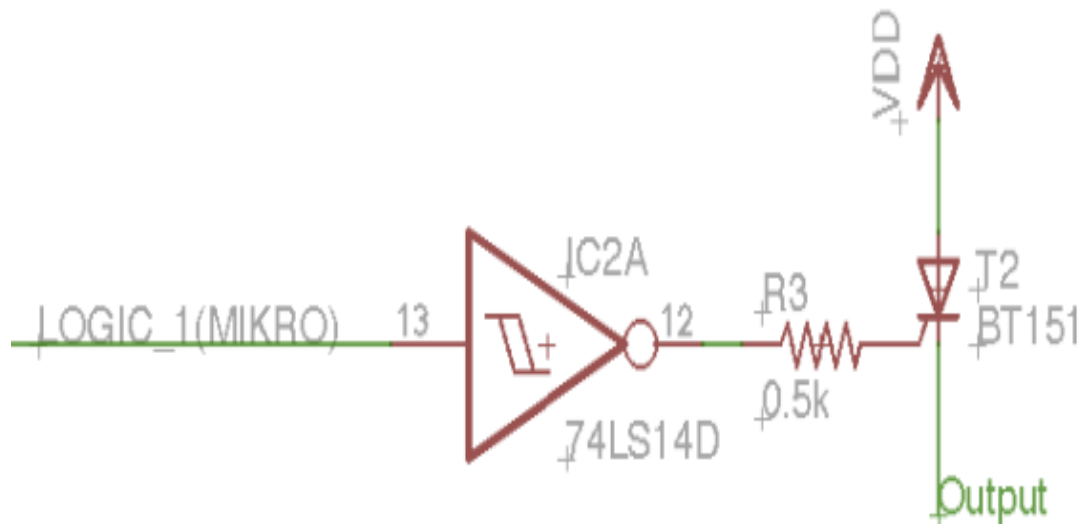
Gambar 3-1: *Driver relay darlington*

Metode dengan *smart system* terdiri dari 3 bagian, bagian pertama adalah mikrokontroller sebagai pengontrol *smart system* aktif atau tidak, bagian kedua adalah rangkaian *driver relay* untuk mengaktifkan *relay*, bagian ketiga adalah rangkaian thyristor untuk menyalurkan sumber tegangan *shape-charge* yang akan dikontrol. Untuk bagian pertama dalam penelitian ini menggunakan mikrokontroller dari ATMEL ATmega8. Pertimbangan menggunakan IC mikro ini adalah dikarenakan dimensi IC-nya kecil dan memiliki performa yang cukup tinggi. Mikrokontroller akan memberikan logika rendah (nol volt) atau logika tinggi (5 volt) pada rangkaian *driver relay*. Rangkaian *driver relay* menggunakan transistor NPN dan tambahan resistor pada kaki basis serta *inverter* 74LS14. Rangkaian *driver relay* dapat dilihat pada Gambar 3-2.



Gambar 3-2: Rangkain *driver relay* dengan transistor NPN

Bagian ketiga adalah rangkaian *thyristor*, bagian ini terdiri dari IC *inverter* 74LS14 dan resistor. *Thyristor* terdiri dari tiga kaki yaitu *gate* yang berfungsi sebagai sumber pemicu, anode sebagai masukan arus yang akan dilewatkan, dan katode sebagai keluaran dari sistem *thysistor*. Jika tegangan pada kaki *gate* positif maka arus akan mengalir dari anode ke katode dan sebaliknya jika tegangan pada kaki *gate* nol atau negatif maka arus dari kaki anode akan tertahan.



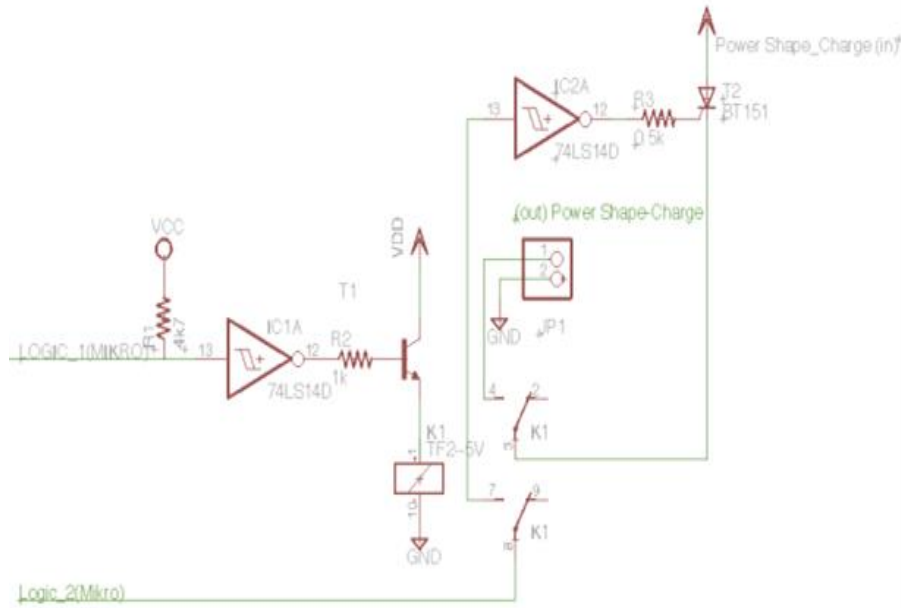
Gambar 3-3: System thyristor

Rangkaian *smart system* secara keseluruhan dapat dilihat pada Gambar 3-4. Prinsip kerja dari sistem ini adalah pada saat *logic_1*(mikro) berlogika tinggi (5 volt) maka keluaran dari inverter IC1A adalah berlogika rendah (nol volt) maka *relay* tidak aktif dikarenakan tidak cukup arus basis untuk memicu kerja rangkaian *driver relay*. Pada bagian prinsip ini sebenarnya *power shape charge* sudah aman tetapi pengamanan secara bertingkat akan lebih baik dikarenakan jika *power shape-charge* aktif sebelum waktunya akan dapat membahayakan. Prinsip selanjutnya adalah pengaktifan *thyristor* yang dilakukan oleh *logic_2* (mikro). Prinsip kerja dari *smart system* untuk pengamanan *power shape-charge* pada sistem FTS dapat ditabelkan seperti ditunjukkan pada Tabel 3-1. Dari tabel tersebut dapat dilihat bahwa ada dua tingkatan yang dapat mengamankan sistem *power shape-charge* dari sistem penyalaan *power* modul FTS secara keseluruhan.

Table 3-1: PRINSIP KERJA SMART SYSTEM

No.	Logic_1	Logic_2	Status Relay	Status Thyristor/ Power Shape-Charge
1	0	0	Tidak aktif	Tidak aktif
2	0	1	Tidak aktif	Tidak aktif
3	1	0	Aktif	Tidak aktif
4	1	1	Aktif	Aktif

Keluaran logika tinggi atau rendah pada Tabel 3-1 untuk *Logic_1* dan *Logic_2* dikendalikan oleh mikrokontroler. Mikrokontroler hanya akan mengaktifkan *relay* jika mendapatkan sinyal dari *ground station*. *Flow chart* dari *software* yang dirancang dapat dilihat pada **Gambar 4-4**.

Gambar 3-4: Rangkaian *smart system*

4 KESIMPULAN

Sistem *driver relay* sederhana yang hanya terdiri dari mikrokontroller dan *driver relay* tidak dapat digunakan sebagai sistem pengontrol *power shape-charge* pada modul FTS. Hal ini disebabkan, sistem driver relay sederhana akan aktif dengan sendirinya ketika *power* modul FTS dinyalakan. Aktifnya *driver relay* ini disebabkan oleh arus yang keluar secara alamiah dari mikrokontroller pada saat mikrokontroller diberikan sumber tegangan. Berdasarkan permasalahan tersebut maka telah diteliti dan didapatkan sebuah sistem yang dapat mencegah aktifnya *relay* pada saat *power* modul diaktifkan. Sistem ini disebut dengan *smart system* yang terdiri dari komponen mikrokontroller, *inverter*, *relay*, resistor, dan *thyristor*. Dengan metode *smart system* maka aktifnya *power shape-charge* dapat terkontrol dengan baik.

Penelitian ini perlu dikembangkan terus untuk mendapatkan *smart system* yang lebih andal, karena pengujian ketahanan secara vibrasi atau uji *shock* terhadap sistem ini belum dilakukan.

Keandalan suatu modul yang ditempatkan pada sebuah roket harus lulus uji vibrasi dan uji *shock*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ditujukan kepada kepala pusat teknologi roket sebagai kuasa pengguna anggaran yang telah memfasilitasi penelitian ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Akash A. Hongunti dkk. 2014. *Voice Operated Wheelchair*, International Journal of Advanced Research in Computer Science and Software Engineering Volume 4, Issue, April. ISSN:2277 128X.
- E. Cordero, dkk, 2015. *Implementation of a Battery Management and Protection System for High Power Pulsed Applications*, IEEE Pulsed Power Conference (PPC) Austin, TX, ISSN: 2158-4915, DOI: 10.1109/PPC.2015.7296920.
- Effendi Dodi Arisandi, 2015. *Design and Development of Low Cost Flight Termination System Encoder Based on DDS AD9850 for Flight Vehicle*, Proceedings International Seminar of Aerospace Science and Technology

- (ISAST III-2015), Bali, December, ISBN: 978-602-71833-1-5.
- Effendi Dodi Arisandi, 2015. *Multi Frekuensi Encoder Flight Termination System*. Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 13 No. 1 Juni: 87-94.
- Garng Huang dan Tong Zhu, 1999. *Voltage Security Assessments Using the Arnoldi Algorithm*, Power Engineering Society Summer Meeting, 1999, Edmonto, Alta, ISBN:0-7803-5569-5, DOI: 10.1109/PCESS.1999.787391.
- H. Weiss dan S Volgger, 2014. *Insular Power Supply Batteray Manager with Balancing and Protection Unit for Lithium-Ion Batteries*, 12TH International conference APEIE-34006.
- Hei Kam, Tsu-Jae King Liu, dan Vladimir Stojanovic, 2011. *Design, Optimization, and Scaling of MEM Relays for Ultra-Low-Power Digital Logic*, IEEE Transactions on electron devices, Vol. 58, NO. 1, January.
- [http:// www.atmel.com/images/atmel-2486-8-bit-avr-microcontroller-atmega8_I_datasheet.pdf](http://www.atmel.com/images/atmel-2486-8-bit-avr-microcontroller-atmega8_I_datasheet.pdf), diakses Juni 2016.
- Jang-Hyuck Hyuck Lee dan Joon-young Sung, 2004. *Design of Batteray Protection Circuit*, Intelligent Signal Processing and Communication System, 2004. ISPACS 2004. Pages 784-786, ISBN: 0-7803-8639-6.
- S. K., Wong dan A., Kalam, 1996. *Distributed Intelligent Power System Protection Using Case Based and Object Oriented Paradigms*, Intelligent Systems Applications to Power Systems, 1996. Proceedings, ISAP '96., International Conference on 28 Jan-2 Feb 1996, Orlando, FL. Pages 74-78, ISBN:0-7803-3115-X.

JUSTIFIKASI CFD KEDALAMAN GROOVE BAN PADA PROSES PERAWATAN HARIAN PESAWAT B737-800 AKIBAT HYDROPLANING (B737-800 TIRE GROOVE DEPTH CFD JUSTIFICATION ON ITS DAILY MAINTENANCE PROCESS DUE TO HYDROPLANING)

Vicky Wuwung¹, Nelli Anggreyni, Valeri Maria Hitoyo, Carolus Bintoro

Program Studi Teknik Aeronautika, Jurusan Teknik Mesin

Politeknik Negeri Bandung

Jl. Gegerkalong Hilir, Desa Ciwaruga, Parongpong, Kabupaten Bandung Barat,

Jawa Barat 40012

¹e-mail: vicky_pn98@yahoo.com

Diterima 9 Agustus 2017; Direvisi 19 Agustus 2017; Disetujui 30 Oktober 2017

ABSTRACT

As a reference in daily maintenance process of Boeing 737-800 air plane, The tire groove depth influence justification which is moving on the contaminated runway that could be potential to hydroplaning phenomenon must be reviewed. Tire groove is a pattern on the tire surface that has a function to flow the water in front of the tire to the aft of the tire smoothly through the bottom of the tire. This mechanism let the tire less of a lift force that can be meant as a hydroplaning prevention. To understand hydroplaning phenomenon and groove depth tire influence, a numerical simulation is performed by using a CFD software Numeca Fine/Marine. This simulation is 3D, unsteady fluid dynamic simulation, with an assumption a rigid body tire at a short time after the airplane touch down to the runway (after skidding process) with velocity $V = 62.27$ m/s. The contaminated runway is modelled as a pool water (flood) on the flat surface runway with its height of 2.54 mm. Numerical simulation on this B 737-800 tire result shows that a hydroplaning phenomenon will happen for tire with groove depth less than 0.4". This concludes that a lesser groove depth of tire will reduce a tire groove cross sectional area, and will increase a compression force in the bottom at the front of the tire, that will result in increasing a lift force to the tire and finally increasing a chance to hydroplaning process. From this result, furthermore, the influence of this groove depth of B 737-800 tire variation that is run on a contaminated runway can be used as a reference on B 737-800 tire daily maintenance.

Keywords: *B 737-800, tyre groove depth, flood runway, landing, hydroplaning, CFD Numeca Fine/Marine, daily maintenance*

ABSTRAK

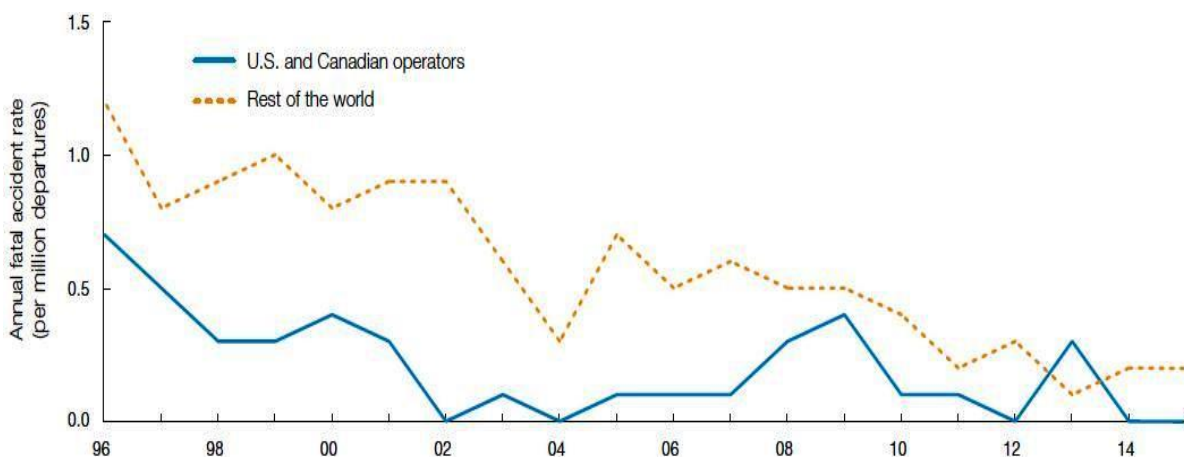
Groove atau ‘kembang’ pada ban pesawat merupakan sarana untuk mengalirkan air dari bagian depan menuju bagian belakang melalui bagian bawah ban, tanpa mengangkat ban sehingga dapat mencegah terjadinya *hydroplaning*. Sehingga, pengaruh nilai kedalaman *groove* terhadap gaya angkat pada ban pesawat B737-800 yang bergerak di landasan dengan genangan air perlu dijustifikasi dalam proses perawatan harian. Penelitian ini menyimulasikan proses mengalirnya air pada bagian bawah ban dengan menggunakan simulasi numerik (CFD *Numeca Fine/Marine*) 3-D *unsteady* sebagai metode untuk menjustifikasi pengaruh *groove*. Simulasi dilakukan untuk kondisi gerakan ban pesawat pada saat proses *landing* ($V = 62,275$ m/s) beberapa saat setelah *touch down* (setelah *skidding*) dengan ban pesawat dianggap *rigid body* sebagai kondisi batas. Selanjutnya tinggi genangan air dipilih pada saat *runway* dinyatakan dalam kondisi *flood* (tinggi genangan air = 2,54mm). Simulasi tersebut menampilkan hasil perhitungan ban pesawat Boeing 737-800, dengan *hydroplaning* mulai terjadi ketika kedalaman *groove* ban berada dibawah 0,4 inch. Hal ini menunjukkan bahwa semakin kecil kedalaman *groove*, maka semakin kecil luas penampang *groove* dan semakin besar gaya kompresi yang terjadi pada bagian bawah ban dan semakin memperbesar kemungkinan terjadinya fenomena *hydroplaning*. Dengan diketahuinya hasil dari simulasi tersebut, maka hasil penelitian ini dapat digunakan sebagai masukan bagi proses *maintenance* harian pesawat B737-800 dan mampu memberikan suatu hal baru dalam pembelajaran khususnya mengenai fenomena *hydroplaning*.

Kata kunci: B 737-800, kedalaman *groove*, *hydroplaning*, CFD *Numeca Fine/Marine*, *maintenance* harian

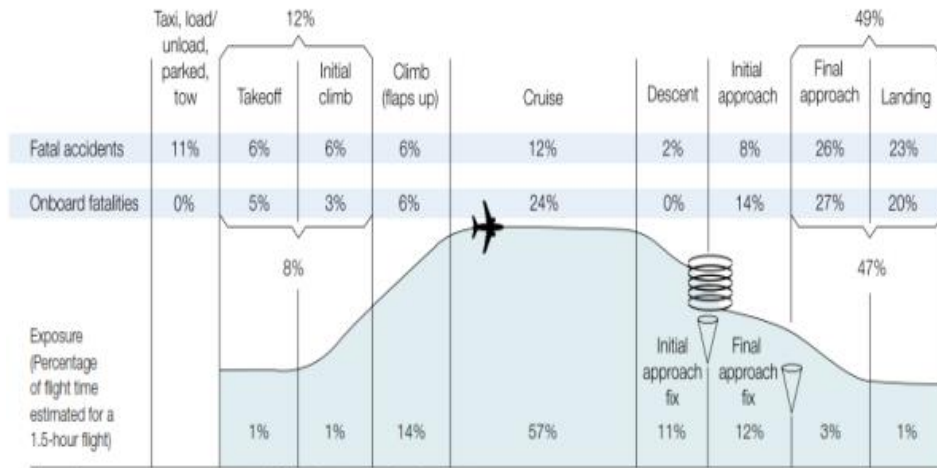
1 PENDAHULUAN

Fenomena *hydroplaning* dapat terjadi pada saat pesawat udara melakukan *take-off* dan *landing*. Fenomena ini dapat menyebabkan

terjadinya *incident* hingga *accident*. Boeing merilis data penerbangan serta *incident* maupun *accident* yang terjadi di seluruh dunia dan penyebabnya pada Gambar 1-1 s.d 1-4 sebagai berikut:

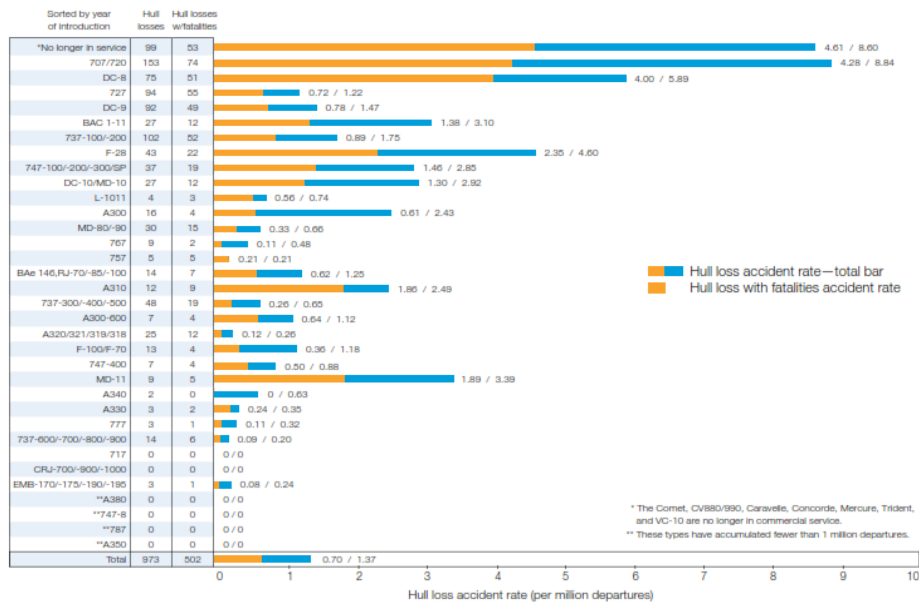


Gambar 1-1: Jumlah Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia (2006-2015). (Boeing, 2016)

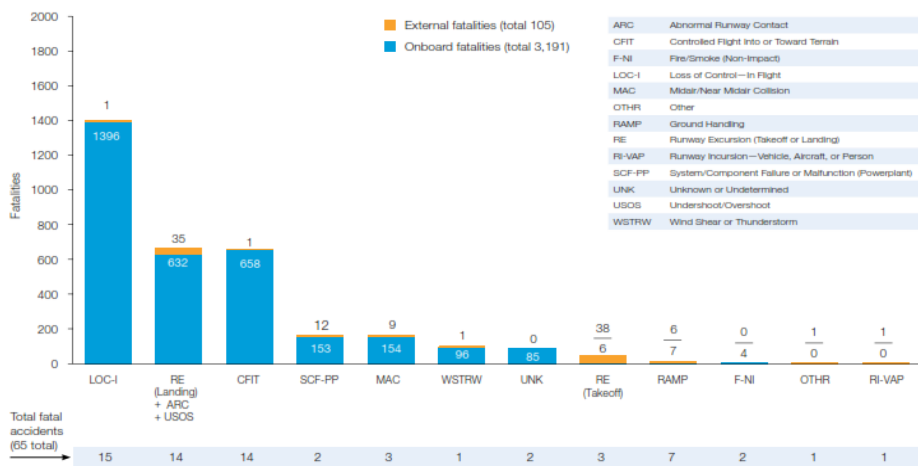


Note: Percentages may not sum to 100% due to numerical rounding.

Gambar 1-2: Data Presentase Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia (2006-2015). (Boeing, 2016)



Gambar 1-3: Hull loss accident Pesawat Jet komersial di seluruh Dunia (1959 – 2015). (Boeing, 2016)



Note: Principal categories as assigned by CAST.

Gambar 1-4: Jumlah Kecelakaan Fatal Pesawat Jet Komersial di Seluruh Dunia beserta penyebabnya (2006-2015). (Boeing, 2016)

Berdasarkan data-data tersebut, semenjak rentang tahun 2006 s.d 2015, kecelakaan fatal sering terjadi adalah pada saat pesawat berada dalam kondisi *landing* (23%). Dari presentase tersebut, sebanyak 697 kasus kecelakaan pada saat *landing* disebabkan oleh *runway excursion* yang diantaranya adalah disebabkan karena *Abnormal Runway Contact* (ARC) atau kasus *hydroplaning*.

Salah satu cara untuk mencegah terjadinya *hydroplaning* tersebut adalah dengan melakukan *monitoring* terhadap kedalaman *groove* pada ban pada saat perawatan pesawat udara dilakukan. Oleh karena itu, penurunan nilai kedalaman *groove* dan akibatnya terhadap tergelincirnya pesawat pada landasan akibat *hydroplaning* perlu mendapat penjelasan ilmiah.

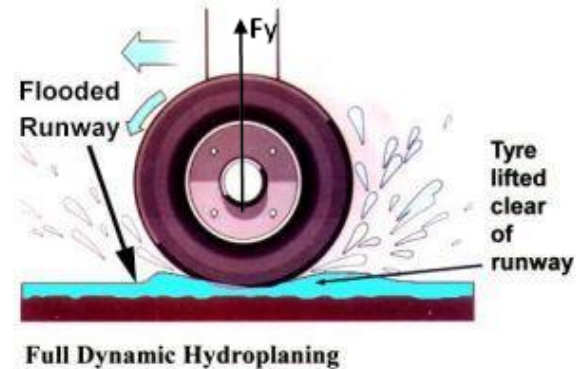
Dengan dilakukannya penelitian tentang pengaruh kedalaman *groove* terhadap potensi terjadinya *hydroplaning* pada ban pesawat ini, maka diharapkan akan mampu memberikan kontribusi yang signifikan terhadap perkembangan teknologi perawatan (*maintenance*) pesawat udara.

2 TINJAUAN PUSTAKA

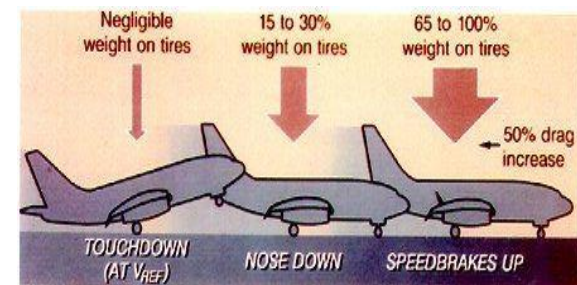
Seiring dengan berkembangnya ilmu pengetahuan dan teknologi, pengetahuan mengenai *hydroplaning* semakin penting dan berguna bagi kemandirian serta kenyamanan pada proses operasi pesawat udara di darat.

Hydroplaning merupakan sebuah fenomena yang terjadi akibat adanya kontak antara air dan ban pada landasan. *Hydroplaning* dapat terjadi pada ban pesawat udara pada saat pesawat tersebut berada pada landasan yang basah atau tergenang air. Akibat adanya genangan air dan kecepatan putar serta translasi ban tersebut, maka air akan tertekan dan dapat membentuk sebuah lapisan air diantara ban dan landasan yang memberikan gaya hidrodinamik F_y (Gambar 2-1) pada ban sehingga dapat mengakibatkan hilangnya *traction* pada ban tersebut.

Hilangnya *traction* ban pesawat akibat adanya fenomena *hydroplaning* ini akan mengakibatkan rem pada roda pesawat tidak berfungsi dengan baik sehingga pesawat dapat tergelincir dan kehilangan kendali. Gambar 2-1 menjelaskan fenomena *hydroplaning*, dan Gambar 2-2 menjelaskan distribusi berat pesawat pada saat *landing* setelah *touch down* yang berpotensi besar menghasilkan fenomena *hydroplaning*.



Gambar 2-1: Fenomena *Hydroplaning* (www.aviationshop.com.au, 2015)



Weight on tyres assists braking effort, increase drag.

Gambar 2-2: Distribusi Berat Pada Ban Pesawat Pada Saat *Landing* (www.aviationshop.com.au, 2015)

Akibat adanya fenomena *hydroplaning* ini, maka mekanik pesawat terbang perlu memperhatikan kondisi ban terutama keadaan *groove*-nya dalam melakukan *inspection* dan *checking* terutama jika *runway* berada dalam kondisi terkontaminasi. Pemeriksaan atau *inspection/check* ini dapat meliputi *pre-flight check*, dan *daily check/inspection*.

Daily inspection merupakan kegiatan *maintenance* berupa inspeksi yang dilakukan di antara penerbangan terakhir dalam satu hari dan jadwal penerbangan berikutnya. *Daily inspection*

valid dalam jangka waktu 72 jam (aviationshop.com, 2015), di mana tidak dibolehkan adanya kegiatan penerbangan dan tidak ada tindakan *maintenance* yang sudah dilakukan selain *servicing*. Jika melebihi 72 jam di antara inspeksi dan penerbangan berikutnya, inspeksi harus dilakukan kembali. Beberapa *items* yang diinspeksi dalam *daily maintenance* di antaranya: *tail skid shock strut pop-up indicator*, *fluid levels*, *general security*, dan kebersihan dari *flight deck*, *emergency equipment*, dll.

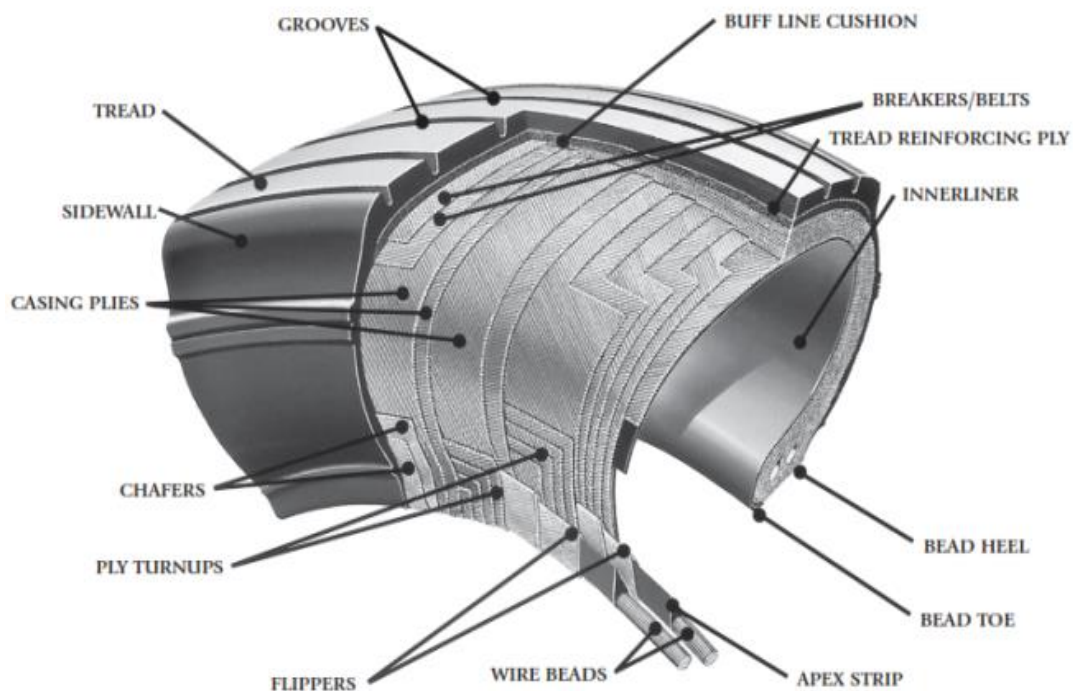
Inspeksi ini dilakukan untuk mengecek peralatan yang mengharuskan verifikasi setiap hari untuk memastikan alat tersebut berfungsi dengan baik (Gambar 2-3). Inspeksi ini juga dilakukan untuk mencari dan mengatasi masalah-masalah kecil dalam upaya pencegahan (*preventive maintenance*).

Ban pesawat udara dirancang untuk menahan beban yang sangat berat dalam durasi yang pendek. Jumlah ban pesawat udara yang dibutuhkan akan berbanding lurus dengan berat dari pesawat udara tersebut dikarenakan berat pesawat harus didistribusikan dengan baik.



Gambar 2-3: Kegiatan *Servicing* pada Roda dan Ban Pesawat Udara Boeing. (Boeing, 2008)

Ulir (*groove*) pada ban pesawat udara (Gambar 2-4) dirancang untuk memfasilitasi kestabilan dalam kondisi *crosswind* dan permukaan landasan yang basah. Ulir tersebut berfungsi sebagai jalan untuk mengalirkan air keluar melewati ban sehingga dapat mencegah terjadinya *hydroplaning*, dan juga berfungsi sebagai efek pengereman. Berdasarkan TSO C62 a-e (FAR, CFR 14-TSO), dinyatakan bahwa kedalaman *groove* maksimum untuk setiap ban adalah sebesar $1/10$ inch.



Gambar 2-4: Konstruksi pada Ban Pesawat Udara (Good Year, 2011)

Ban pesawat udara biasanya dipompa dengan menggunakan nitrogen atau helium untuk meminimalisir ekspansi dan kontraksi dari perubahan temperatur sekitar dan tekanan yang ekstrem yang dialami selama penerbangan. Nitrogen kering akan berekspansi pada kelajuan yang sama dengan gas atmosferik kering lainnya dan tidak menimbulkan uap. Sedangkan udara, ketika mengalami kompresi dapat mengandung uap air, yang akan mengakibatkan meningkatnya angka ekspansi terhadap temperatur.

Ban pesawat biasanya beroperasi pada tekanan tinggi, mencapai 200 psi (1400 kPa) untuk pesawat udara komersial biasa, dan bahkan lebih tinggi untuk tipe *business jet*. Pengujian pada ban pesawat udara menunjukkan bahwa tekanan yang dapat ditopang adalah maksimum sebesar 800 psi (5500 kPa) sebelum meledak (Ghim Ping Ong, 2008). Ban pesawat juga memiliki sekring panas, yang dirancang untuk meleleh pada temperatur tertentu. Sekring tersebut bekerja ketika kegagalan terjadi pada temperatur tinggi yang akan mencegah ban meledak dengan cara mengempiskan ban namun dalam kondisi yang terkendali, sehingga dengan demikian dapat meminimalisir kerusakan pada pesawat udara dan obyek yang berada di sekitarnya.

Penelitian mengenai *hydroplaning* dimulai oleh Horne dan Dreher, 1963; serta Gallaway, 1979 memulai penelitian tentang *groove* pada ban sebagai jalan bagi keluarnya air ketika terjadinya kontak antara ban pesawat udara dan landasan, sehingga dapat mengurangi resiko *hydroplaning*. Penelitian yang dilakukan ini menghasilkan kesimpulan bahwa semakin dalam *groove*, semakin kecil jarak antar *groove* dan semakin lebar *groove* akan memberikan jalan keluar air yang lebih efektif pada ban sehingga mengurangi gaya hidrodinamik F_y (Gambar 2-1) pada ban dan mencegah terjadinya *hydroplaning*. Dengan adanya perubahan pola *groove* ini maka akan

meningkatkan syarat tinggi minimum genangan air agar terjadi *hydroplaning* atau dengan kata lain akan menaikkan batas kecepatan *hydroplaning*.

Pada penelitiannya, Gallaway et.al berhasil menunjukkan hubungan antara kecepatan *hydroplaning* dengan beberapa parameter ban seperti *spin down*, tekanan inflasi ban, kedalaman *groove*, kedalaman tekstur ban rata-rata, dan kedalaman air secara empirik. Secara matematik hubungan tersebut dapat dituliskan dalam persamaan 2-1 sbb:

$$v_p = (SD)^{0.04} (p_i)^{0.3} (TRD + 1)^{0.06} A \quad (2-1a)$$

dengan

$$A = \max \left\{ \left[\frac{10.409}{t_w^{0.06}} + 3.507 \right], \left[\frac{28.952}{t_w^{0.06}} - 7.819 \right] (MTD)^{0.04} \right\} \quad (2-1b)$$

Pada persamaan 2-1, v_p selanjutnya merupakan kecepatan *hydroplaning* (mph), SD adalah *spin down* (%), t adalah ketebalan lapisan air (*inch*), MTD adalah kedalaman tekstur ban rata-rata (*inch*), dan TRD adalah kedalaman alur ban ($1/32$ *inch*).

Di sisi lain, NASA juga mendefinisikan karakteristik kecepatan *hydroplaning* sebagai hasil dari serangkaian uji coba pada ban pesawat udara yang dilakukan di pusat penelitian Langley (Horne, 1963), dan menemukan bahwa tekanan inflasi ban merupakan faktor yang paling penting dalam menentukan proses *hydroplaning*. Secara matematis pengaruh tersebut dapat dituliskan dalam persamaan 2-2 sbb:

$$V_p = \sqrt{\frac{2}{C_{Lh}}} \sqrt{\frac{P}{\rho}} \quad (2-2)$$

Pada persamaan 2-2, V_p adalah kecepatan *hydroplaning*, C_{Lh} adalah gaya angkat hidrodinamik, p adalah tekanan inflamasi ban, dan ρ adalah massa jenis fluida genangan.

Selanjutnya, penelitian mengenai *hydroplaning* dilakukan oleh Maycock, 1967 dan Gengenbach, 1968 yang

melakukan penelitian secara eksperimen untuk mempelajari pengaruh dari lebar, kedalaman dan jarak antar *groove ban* pada *skid resistance*. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa lebar, kedalaman dan jarak antar *groove* ban memiliki pengaruh yang sangat signifikan pada *wet skid resistance*.

Gilbert, 1973 melakukan penelitian secara eksperimen pada model skala kecil mengenai kecepatan putar dari ban, tetapi data yang dihasilkan tidak dapat digunakan untuk mempelajari *hydroplaning* pada ban sesungguhnya.

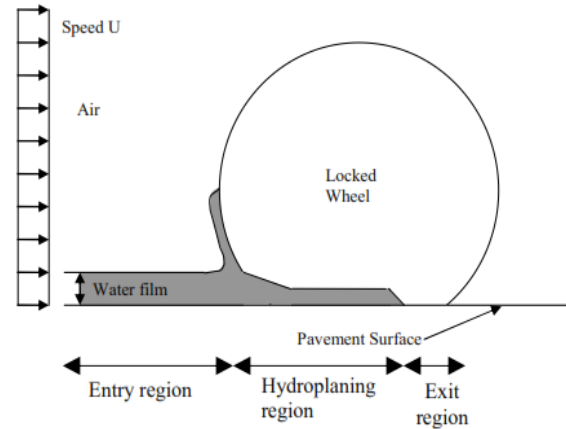
Grogger dan Weiss, 1996 & 1997 melakukan penelitian dengan menggunakan simulasi numerik kombinasi dari dinamika fluida dan analisis struktur pada fenomena *hydroplaning* untuk ban yang tidak berputar dan memiliki konfigurasi *smooth* dengan *groove* hanya pada arah longitudinal saja. Pemodelan simulasi numerik pada ban dilakukan dengan mendefinisikan *grid fluida* di sekitar kontak area dari ban yang berdeformasi.

Ong, Fwa, 2008, melakukan penelitian pada ban yang beroperasi di jalan raya dengan menggunakan simulasi numerik dinamika fluida metode volum hingga (CFD ANSYS-FLUENT), untuk menentukan kecepatan *hydroplaning* untuk ban dengan variasi jarak antar *groove*, kedalaman, dan lebar *groove*. Hasil penelitiannya menunjukkan bahwa kecepatan *hydroplaning* berbanding lurus dengan kedalaman dan lebar *groove*, serta berbanding terbalik dengan jarak antar *groove*.

Anupam, Fwa, Santosh, 2009 juga melakukan penelitian pada ban dengan menggunakan simulasi numerik dinamika fluida metode elemen hingga yang sama dengan Ong, Fwa, untuk menentukan kecepatan *hydroplaning* dan melihat pengaruh *skid resistance* untuk ban dengan variasi jarak antar *groove*, kedalaman, dan lebar *groove*. Pemodelan fenomena aliran air untuk

simulasi numeriknya dapat dilihat pada Gambar 2-5.

Hasil penelitiannya menunjukkan hasil yang sama dengan hasil penelitian Ong dan Fwa, 2008.



Gambar 2.5: Fenomena fisik aliran air untuk simulasi numerik *hydroplaning* (Anupam, Fwa, Santosh, 2009)

R. Pashindu, 2011, melakukan penelitian dalam hal manajemen perawatan *runway* bandar udara dengan menerapkan pendekatan berbasis mekanistik. Pendekatan ini digunakan untuk menganalisa dinamika *distress* dan untuk mengevaluasi bagaimana pengaruhnya terhadap kelakuan aspal serta interaksi antar ban dengan aspal sehingga diketahui bagaimana mekanisme perkembangan kegagalan yang berhubungan dengan karakteristik *distress*, kelakuan aspal, serta respon dari kendaraan. Pendekatan ini pada akhirnya digunakan sebagai alat untuk memperbaiki kualitas keputusan pada penilaian tingkat *distress*, hal yang menjadi prioritas, dan penilaian tingkat resiko pada *runway* bandar udara.

Pada pendekatan ini, digunakan simulasi numerik dengan metode elemen hingga untuk menganalisa interaksi antara fluida, ban, dan aspal, serta menyimulasikan fenomena *hydroplaning* beserta *skid resistance* pada runway dengan kondisi tergenang air. Analisa yang dilakukan juga meliputi *distress*, kondisi dari aspal *runway*, serta karakteristik operasi

pesawat udara pada *runway* tersebut. Hasil dari simulasi ini dapat mengidentifikasi bagaimana pengaruh dari *skid resistance* serta *hydroplaning* berpengaruh terhadap ban pesawat udara.

Selanjutnya, pada penelitian ini, akan dilakukan penelitian mengenai *hydroplaning* seperti yang dilakukan oleh Ong dan Fwa, dengan obyek adalah ban pesawat udara Boeing 737-800, serta menggunakan perangkat lunak CFD *Numeca Fine Marine*.

2.3 Computational Fluid Dynamics untuk Simulasi Hydroplaning

2.3.1 Persamaan umum dan model turbulen

Solver Computational Fluid Dynamics (CFD) yang digunakan untuk menyimulasikan proses *hydroplaning* pada penelitian ini dikenal dengan nama *ISIS-CFD* yang merupakan bagian dari perangkat lunak *Numeca Fine/Marine*. *Solver* ini menggunakan persamaan *Incompressible Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes* (RANSE). *Solver* ini menggunakan metode volum hingga sebagai metode *spatial discretization* untuk menyelesaikan persamaan RANSE tersebut. Metode *face-based* berlaku secara general untuk *unstructure mesh* 2-D simetris-rotasional dan 3-D untuk volum atur *non overlapping* yang diikat oleh permukaan konstitutif.

Pada *solver* ini, medan kecepatan aliran diperoleh dengan menyelesaikan persamaan kekekalan massa dan distribusi tekanan pada aliran diperoleh dengan menyelesaikan persamaan kekekalan momentum. Pada kasus di mana aliran adalah turbulen, terdapat tambahan persamaan model turbulen pada persamaan transport. Persamaan tambahan tersebut mengalami proses *discretization* dengan menggunakan prinsip yang tetap sama dan diselesaikan dengan cara yang sama dengan penyelesaian persamaan momentum. Selanjutnya, aliran *incompressible* dan aliran fasa *non miscible* dimodelkan di

setiap persamaan kekekalan pada setiap fraksi volum dari fasa.

Persamaan kekekalan yang digunakan pada *solver* ini (kekekalan massa, momentum, dan fraksi volum), berlaku untuk kondisi aliran kontinum, multi fasa, *incompressible*, viskos, *isothermal*, dan dapat ditulis melalui persamaan berikut ini:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho(\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-2a)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho U_i dV + \int_S \rho U_i (\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = \\ \int_S (\tau_{ij} I_j - p I_i) \cdot \vec{n} dS + \int_V \rho g_i dV \end{aligned} \quad (2-2b)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V c_i dV + \int_S c_i (\vec{U} - \vec{U}_d) \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-2c)$$

Dengan *V* menyatakan volum dari volum atur yang ditinjau, dan *S* menyatakan permukaan tertutup dari volum atur dengan bidang permukaan yang tegak lurus dengan vektor satuan \hat{n} yang berarah keluar permukaan. Kemudian, permukaan volum atur tersebut bergerak dengan kecepatan \vec{U}_d pada arah kecepatan searah dengan vektor satuan \hat{n} yang berarah keluar permukaan.

Selanjutnya, \vec{U} dan *p* merupakan medan kecepatan aliran dan tekanan. τ_{ij} dan g_i merupakan *tensor* tegangan viskos dan vektor gravitasi dan I_j, I_i merupakan vektor identitas di mana berharga satu satuan. c_i merupakan fraksi volume dari volum atur ke-*i* fluida di mana digunakan untuk membedakan keberadaan fluida tunggal di dalam volum atur ke-*i*. Untuk $c_i = 1$ menyatakan hanya terdapat satu fluida pada volum atur ke-*i* dan untuk $c_i = 0$ menyatakan tidak terdapat fluida yang didefinisikan untuk harga $c_i = 1$ sebelumnya pada volum atur ke-*i*. Harga fraksi volum di antara 0 dan 1 menyatakan campuran dari dua fluida dan $c_i = 1/2$ menyatakan perbatasan

dari dua fluida yang memiliki fraksi massa yang sama.

Untuk memperoleh hubungan antara massa jenis dan viskositas dapat diperoleh melalui hubungan konstitutif di setiap fasa dengan menggunakan persamaan berikut ini :

$$\rho = \sum_i c_i \rho_i \quad ; \quad \mu = \sum_i c_i \mu_i \quad ; \quad 1 = \sum_i c_i \quad (2-3)$$

Selanjutnya, apabila simulasi numerik melibatkan pergerakan grid, maka persamaan hukum kekekalan ruang harus ditambahkan. Persamaan hukum kekekalan ruang dapat dilihat pada persamaan berikut:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V dV - \int_S \vec{U}_d \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (2-4)$$

Pada simulasi numerik penelitian ini digunakan model turbulen ($k - \omega$) SST. Pada model turbulen ini viskositas eddy didefinisikan sebagai fungsi dari energi kinetik turbulen K dan dapat ditulis dalam bentuk persamaan berikut ini

$$\mu_t = \frac{\rho K / \omega}{\max\{1, \Omega F_2 / (a_1 \omega)\}} \quad (2-5)$$

Dengan $a_1 = 0.31$. Pada lapisan batas turbulen, harga maksimum dari viskositas eddy dibatasi dengan membatasi tegangan geser turbulen pada harga yang sama dengan energi kinetik turbulen dikalikan dengan koefisien a_1 . Hal ini dapat terpenuhi dengan menggunakan sebuah fungsi tambahan F2 dan menggunakan harga vortisitas absolut, Ω . Fungsi F2 tersebut didefinisikan sebagai fungsi dari jarak dari permukaan benda pada persamaan berikut:

$$F_2 = \tanh\left(\left[\max\left\{2 \frac{\sqrt{K}}{0.09d\omega}, \frac{500\mu}{\rho d^2 \omega}\right\}\right]^2\right) \quad (2-6)$$

Secara umum, persamaan transport untuk model turbulen ini dapat dituliskan pada persamaan sbb:

$$\frac{\partial \rho K}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j K - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right) = \tau_{t_{ij}} S_{ij} - \beta^* \rho \omega K \quad (2-7a)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho U_j \omega - (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) = P_\omega - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2-7b)$$

Dengan

$$P_\omega \equiv 2\gamma\rho(S_{ij} - \omega S_{nn}\delta_{ij}/3)S_{ij} \approx \gamma\rho\Omega^2 \quad (2-8)$$

Selanjutnya, fungsi koefisien *blending* F1 ditambahkan sebagai fungsi untuk mencampur koefisien $K - \omega$ pada daerah lapisan batas dengan koefisien $K - \varepsilon$ pada daerah *shear layer* dan dan daerah *free-stream*.

Fungsi F1 tersebut dapat ditulis dalam bentuk persamaan sbb:

$$F_1 = \tanh\left(\left[\min\left\{\max\left\{\frac{\sqrt{K}}{0.09d\omega}, \frac{500\mu}{\rho d^2 \omega}\right\}, \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d^2}\right\}\right]^4\right) \quad (2-9a)$$

Dengan

$$CD_{k\omega} = \max\left\{\frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial K}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20}\right\} \quad (2-9b)$$

Merupakan *cross-diffusion* dari model $K - \omega$. Konstanta-konstanta pada model ini adalah $a_1 = 0.31$, $\beta^* = 0.09$, dan $\kappa = 0.41$. Selanjutnya, koefisien-koefisien model turbulen dinyatakan dalam fungsi $\phi(\beta, \gamma, \sigma_k, \sigma_\omega)$ yang diperoleh dengan melakukan *blending* koefisien ϕ_1 dari model $K - \omega$, dengan koefisien ϕ_2 dari model $K - \varepsilon$ melalui persamaan berikut:

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1 - F_1) \phi_2 \quad (2-10)$$

Sehingga diperoleh koefisien - koefisien sbb:

$$\sigma_{k1} = 0.85 \quad \sigma_{\omega 1} = 0.500 \quad \beta_1 = 0.0750 \quad (2-11a)$$

$$\gamma_1 = \beta_1 / \beta^* - \sigma_{\omega 1} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} = 0.553$$

$$\begin{aligned} \sigma_{k2} &= 1.00 & \sigma_{\omega 2} &= 0.856 & \beta_2 &= 0.0828 \\ \gamma_2 &= \beta_2/\beta^* - \sigma_{\omega 2}k^2/\sqrt{\beta^*} & &= 0.440 \end{aligned} \quad (2-11b)$$

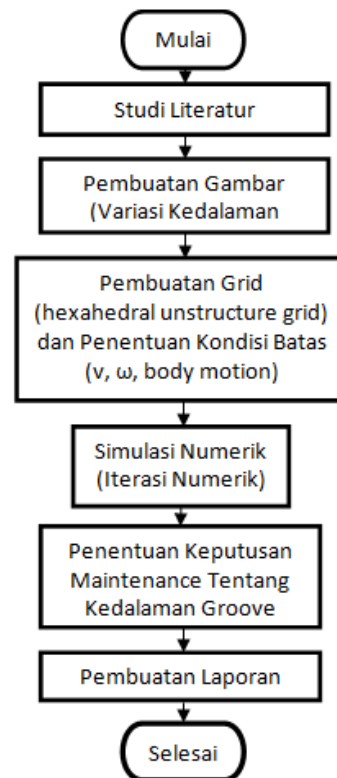
2.3.2 Metode Numerik

Persamaan-persamaan di atas selanjutnya diselesaikan dengan menggunakan metode numerik dengan metode *discretization* domain fisik volume hingga (*finite volume method*) *upwind scheme*, ALVSMART, dan multifasa BRICS serta penerapan kondisi batas tertentu untuk kasus dua fasa dengan menggunakan perangkat lunak *Numeca Fine/Marine* (*Numeca User Manual*, 2015).

3 METODOLOGI

Seperti yang dijelaskan pada bagian sebelumnya, penelitian mengenai *hydroplaning* pada ban B737-800 ini dilakukan melalui simulasi numerik 3 dimensi *unsteady* dengan menggunakan perangkat lunak *Numeca Fine/Marine* untuk memperlihatkan pengaruh kecepatan putaran, kedalaman *groove* ban, dan kecepatan translasi roda pesawat serta genangan air terhadap fenomena *hydroplaning*.

Input parameter yang diperlukan untuk melakukan analisis tersebut adalah: ketebalan lapisan air yang didefinisikan sebagai kedalaman genangan air di landasan, *property* air, *property* permukaan landasan, dan *property* ban (*groove*, *thread*, lebar ban, dll). Ban pesawat akan diputar pada kecepatan tertentu di atas lapisan air, sehingga akan didapatkan *groove* yang paling optimal untuk mencegah terjadinya *hydroplaning*. *Groove* yang diteliti adalah *groove* longitudinal, dengan 3 variasi kedalaman. Selanjutnya, parameter kondisi batas yang ditetapkan pada saat simulasi CFD adalah ban dinyatakan sebagai *rigid body*. Berikut Gambar 3-1 merupakan diagram alir dari penelitian ini:

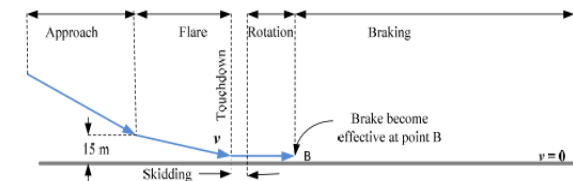


Gambar 3-1: Diagram alir

Dari diagram alir pada Gambar 3-1 dapat dilihat bahwa studi literatur dilakukan untuk menentukan parameter-parameter penelitian seperti berat pesawat maksimum pada saat *landing*, kecepatan *touch down* pesawat, jumlah ban yang mengenai landasan pada saat *touch down*, jenis dan dimensi ban akibat adanya pengaruh dari berat pesawat pada saat setelah *skidding*, kecepatan putar dan momen inersia roda pesawat, serta tinggi genangan air pada landasan.

Data berat pesawat maksimum pada saat *landing* dan kecepatan *touch down* pesawat dapat diperoleh dari *Airport Reference Code and Approach Speeds for Boeing Airplanes*. Berdasarkan *code* tersebut, dapat dinyatakan bahwa berat pesawat maksimum pada saat *landing* adalah 650337,8 N, dan beban tersebut diterima oleh keempat *landing gear* utama sehingga masing-masing ban pada *landing gear* utama menerima beban sebesar 162584,45 N.

Selanjutnya, kecepatan *approach* yang tertera pada code tersebut adalah sebesar 142 knot, sedangkan kecepatan yang akan dianalisa adalah kecepatan pesawat sesaat setelah *touch down* atau kecepatan *touch down*. Berdasarkan regulasi *Airworthiness*, kecepatan *touch down* adalah $V_{TD} = 1.15 V_{MS}$, dan kecepatan *approach* adalah $V_A = 1.15 V$. Dari regulasi tersebut maka dapat diperoleh kecepatan *touch down* adalah sebesar 121,052 knot atau sebesar 62,275 m/s.



Gambar 3-2: Fasa Proses Landing Pada Pesawat Udara

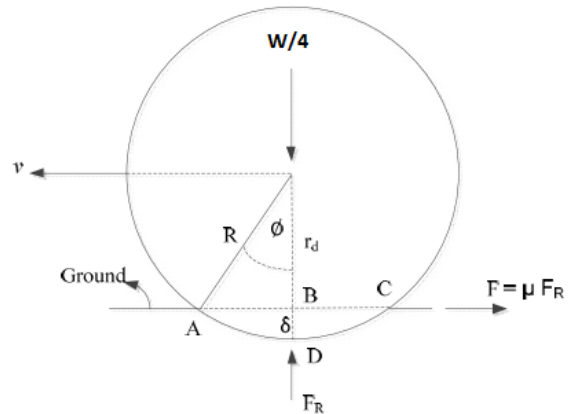
Berdasarkan kode yang dijelaskan sebelumnya, jumlah ban utama adalah 4 buah dengan jenis dan dimensi yang dinyatakan dengan kode H44,5 x 16,5 – 21,28 PR. Pada kode ban ini, huruf “H” menyatakan bahwa ban dirancang untuk presentase defleksi yang lebih tinggi.

Selanjutnya angka “44,5” menyatakan diameter ban dalam *inch*, angka “16,5” menyatakan lebar ban dalam *inch*, dan tanda “-” menyatakan ban merupakan tipe *bias ply* yang jika digantikan dengan huruf “R” mengidentifikasi bahwa ban adalah tipe radial. Kemudian, angka “21” menyatakan diameter *rim* dalam *inch*, dan yang terakhir angka dan huruf “28R” menyatakan *rating* dari *ply* ban.

Selanjutnya, momen inersia ban dihitung dengan menganggap ban adalah *rigid* dan *uniform* dengan massa ban adalah massa yang diterima ban akibat adanya pembebanan dari massa pesawat setelah *touch down* dan *skidding*, dan dari data dimensi ban, maka diperoleh momen inersia ban adalah 13,69 kg.m². Kecepatan putar ban

diperoleh dengan membagi kecepatan *touch down* dengan jari-jari putar ban.

Jari-jari putar ban ditentukan dengan terlebih dahulu menghitung defleksi ban (δ) akibat adanya beban berat pesawat pada masing-masing ban. Gambar 3-3 menunjukkan geometri ban secara menyeluruh pada kondisi setelah *touch down* dengan landasan.



Gambar 3-3: Geometri ban secara menyeluruh pada kondisi setelah touch down dengan landasan

Defleksi ban (δ) diperoleh dengan memodelkan defleksi vs beban secara linier yang secara matematik dapat ditulis sebagai $kt = FR/\delta$, dengan $kt = 1,7 \times 10$ meter/Newton [Lindsley & Talekar, 2000], sehingga diperoleh defleksi ban adalah sebesar 95,72 mm. Jari-jari putar ban ditentukan dengan menentukan jari-jari putar efektif yang didefinisikan (Daugherty, 2003) dan telah dibuktikan (Milwitzky, Lindquist & Potter, 1955) sbb:

$$r_e = R - \frac{\delta}{3} \tag{3-1}$$

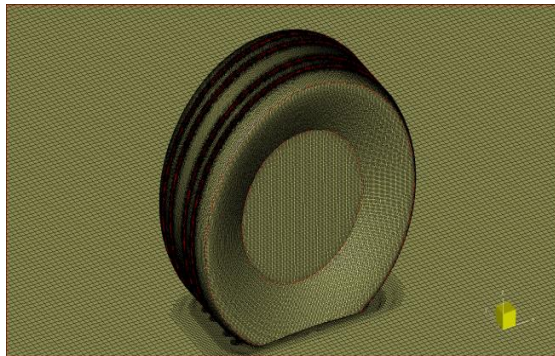
Dari persamaan tersebut diperoleh $r = 0,533$ m, sehingga kecepatan putar ban adalah $\omega = 116,84$ rad/s.

Kasus *hydroplaning* terjadi pada landasan dengan kondisi *wet* yaitu ketinggian air adalah 1/10 *inch* (2.54 mm).

Asumsi-asumsi yang digunakan adalah:

- Proses analisis terhadap fenomena *hydroplaning* terjadi pada saat pesawat setelah melalui proses *skidding* (sebelum proses *rolling*) di mana beban pesawat seluruhnya tertumpu pada seluruh *landing gear* utama (gaya angkat Lift = 0 N),
- Pada prosesnya seluruh gaya berat pesawat terdistribusi merata pada semua ban pada *landing gear* utama dan belum terjadi proses pengereman pada roda pesawat.

Simulasi numerik dilakukan dengan membuat *grid/mesh* terlebih dahulu seperti yang terlihat pada Gambar 3-4.



Gambar 3-4: Grid/Mesh Pada Ban B737-800

Selanjutnya, adapun parameter-parameter simulasi numerik dapat dijelaskan sbb: Simulasi numerik dilakukan untuk kondisi *unsteady*, Model yang digunakan adalah *multi fluid* yaitu air dan udara di mana terdapat *free surface* antara air dan udara, Model aliran udara dan air adalah aliran turbulen $k - \omega$ (SST-Menter), Kondisi batas yang digunakan untuk *runway* dan ban adalah *wall-function* dan untuk *far-field*-

nya adalah kecepatan *touch-down* pesawat terbang.

Pada simulasi numerik ini gerakan ban didefinisikan berputar dan proses translasi vertikalnya dihitung langsung melalui perhitungan numeriknya, *Numerical scheme* yang digunakan adalah: untuk skema proses *discretization* aliran turbulen dan momentumnya digunakan *alvsmart*, dan untuk *multi-fluid*-nya digunakan BRICS, *Control variable* yang digunakan adalah maksimum non linier iterasinya adalah 50, kriteria konvergensi adalah 2, jumlah *time step* adalah 40, dan besarnya adalah $9,075 \times 10^{-5}$ s.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Perhitungan Kecepatan Hydroplaning Metode Empirik

Berdasarkan pendekatan dengan pers 2.1 yang dilakukan oleh Gallaway et.al, 1979, prediksi kecepatan *hydroplaning* diperlihatkan pada Tabel 4-1.

Pada Tabel 4.1, ditunjukkan variasi kecepatan *hydroplaning* akibat variasi kedalaman *groove* ban. Semakin dalam *groove* ban, semakin besar kecepatan *hydroplaning* yang terjadi. Artinya, semakin dalam *groove* maka fenomena *hydroplaning* semakin tertunda. Selanjutnya, NASA juga melakukan uji eksperimen untuk menentukan kecepatan *hydroplaning*, dengan hanya memperhatikan kondisi tekanan inflasi ban. Pada kasus ini, maka kecepatan *hydroplaning* yang diperoleh berdasarkan perhitungan NASA (pers. 2-2) adalah sebesar 128.86 knot atau sama dengan 66.291 m/s.

Tabel 4-1: KECEPATAN HYDROPLANING PADA VARIASI KEDALAMAN GROOVE BAN B737-800

Tire	TD (inch)	TD (/32 Inch)	SD	Pt (psi)	Tw (mm)	Tw (inch)	V (mph)	V (knot)	V (m/s)	V (km/h)
1	0,28	8,96/32	1,0	205,00	2,50	0,10	77,52	67,37	34,66	124,76
2	0,35	11,2/32	1,0	205,00	2,50	0,10	77,77	67,58	34,77	125,16
3	0,40	12,8/32	1,0	205,00	2,50	0,10	77,94	67,73	34,84	125,44
4	0,45	14,4/32	1,0	205,00	2,50	0,10	78,11	67,87	34,92	125,70
5	0,52	16,64	1,0	205,00	2,50	0,10	78,33	68,06	35,02	126,06

4.2 Validasi Simulasi Numerik

Validasi simulasi numerik merupakan langkah awal yang dilakukan untuk memvalidasi proses simulasi numerik yang mencakup ketepatan penggunaan *grid*, pemodelan aliran, dan kondisi-kondisi batas yang digunakan dengan hasil eksperimen. Pada kasus ini, validasi dilakukan pada konfigurasi orisinal ban pesawat 737-800, yaitu pada *groove* dengan kedalaman 0,4 *inch* dengan kecepatan operasi *landing* pesawat kasus ini dan kecepatan hasil eksperimen NASA.

Hasil validasi ini digunakan sebagai pembenaran pemodelan aliran yang dapat dijadikan acuan untuk proses simulasi ban dengan variasi kedalaman *thread* yang lainnya. Hasil validasi numerik tersebut dapat dilihat pada Tabel 4-2.

Dari Tabel 4-2, dapat dilihat bahwa pada kecepatan operasi *landing real* pesawat, pesawat belum mengalami *hydroplaning*. Sedangkan apabila pesawat melakukan *landing* dengan kecepatan *hydroplaning* V (km/h) yang ditentukan

oleh NASA, maka pesawat telah mengalami *hydroplaning*. Dari data-data validasi ini, maka dapat disimpulkan bahwa, data mengenai kecepatan *hydroplaning* yang dilakukan oleh NASA menghasilkan hasil yang akurat dibandingkan hasil pengukuran oleh Gallaway et.al,1979.

Selanjutnya kemudian, dapat disimpulkan juga bahwa pemodelan aliran/simulasi numerik valid dan dapat digunakan untuk konfigurasi ban dengan variasi kedalaman *groove* yang lainnya.

4.3 Hasil Simulasi Numerik

Hasil simulasi Numerik variasi kedalaman *groove* pada ban pesawat boeing 737-800 dapat dilihat pada Tabel 4-3.

Dari data pada Tabel 4.3, dapat dilihat bahwa pada kondisi kecepatan *touch down*, ban sudah mengalami *hydroplaning* pada *groove* maksimum 0.35 *inch*, sedangkan kedalaman *groove* di atas 0.35 *inch* ban belum mengalami *hydroplaning*.

Tabel 4-2: VALIDASI SIMULASI NUMERIK KECEPATAN *HYDROPLANING* BAN B737-800 DENGAN KEDALAMAN *GROOVE* 0.4 *INCH*

Tire	TD (Inch)	TD (/32 Inch)	Kecepatan (m/s)	Time Step (s)	Gaya Vertikal (N)	Keterangan
1	0,400000	8,96/32	62,275	0,003630	-462829,0	Belum Hydroplaning
2	0,400000	11,2/32	66,291	0,002940	1404960,0	Hydroplaning

Tabel 4-3: HASIL SIMULASI NUMERIK VARIASI KEDALAMAN *GROOVE* PADA BAN PESAWAT BOEING 737-800

Tire	TD (Inch)	TD (/32 Inch)	Time Step (s)	Gaya Vertikal (N)	Keterangan
1	0,28	8,96/32	0,003176	1768000,0	Hydroplaning
2	0,35	11,2/32	0,032670	1567000,0	Hydroplaning
3	0,4	12,8/32	0,003630	-462829,0	Belum Hydroplaning
4	0,45	14,4/32	0,000182	-3857792,0	Belum Hydroplaning

Selanjutnya, dari data gaya vertikal pada Tabel 4-2 dapat dilihat bahwa *groove* dengan kedalaman terkecil telah mengalami fenomena *hydroplaning* sedangkan *groove* dengan kedalaman terbesar tidak mengalami fenomena *hydroplaning*. Selanjutnya, data *time step* dari simulasi numerik menunjukkan bahwa *groove* dengan kedalaman terkecil paling cepat mengalami fenomena *hydroplaning*, sedangkan pada *groove* dengan kedalaman 0,4 dan 0,45 *inch*, data *time step* menyatakan bahwa pada *time step* 0,00363 dan 0,000182, gaya vertikal pada kedua kedalaman tersebut sudah berfluktuasi kecil di harga negatif, sehingga dapat dianggap untuk *time step* seterusnya harga gaya vertikal akan terus negatif dan dapat dikatakan bahwa ban pesawat belum mengalami *hydroplaning*. Selanjutnya, Fenomena fisik *hydroplaning* pada kasus ini dapat dijelaskan dengan menggunakan Gambar 4-1 s.d 4-5.

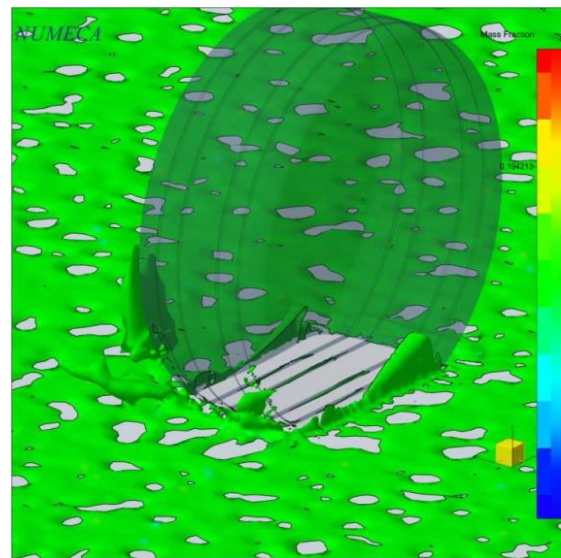
a. Mass Fraction

Fraksi massa pada Gambar 4-1 s.d 4-3 menunjukkan fraksi massa air dan udara. Pada *groove* dengan kedalaman 0,28 *inch* (Gambar 4-1) dapat dilihat bahwa terjadi percikan massa air di depan ban dibandingkan dengan kedua kedalaman *groove* yang lainnya dan tidak mengalami percikan air di depan ban tersebut. Selanjutnya, dapat dilihat jumlah massa air yang mengalir melalui *groove* ban. Dari Gambar 4-1 s.d 4-3 dapat dilihat bahwa jumlah massa yang mengalir pada ban dengan *groove* terkecil memiliki jumlah massa terkecil, dan ban dengan *groove* tertinggi memiliki jumlah massa terbesar.

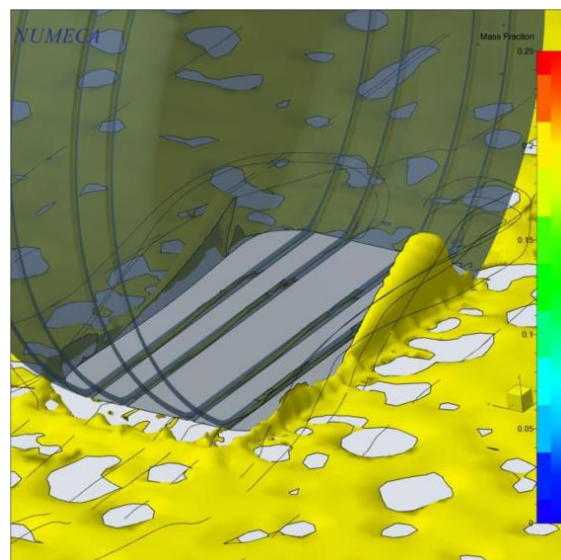
b. Distribusi Tekanan Pada Ban

Distribusi tekanan pada ban seperti yang terlihat pada Gambar 4-4 s.d 4-5 menentukan apakah ban mendapatkan tekanan yang mengakibatkan terjadinya *hydroplaning*. Distribusi tekanan ini berkaitan erat

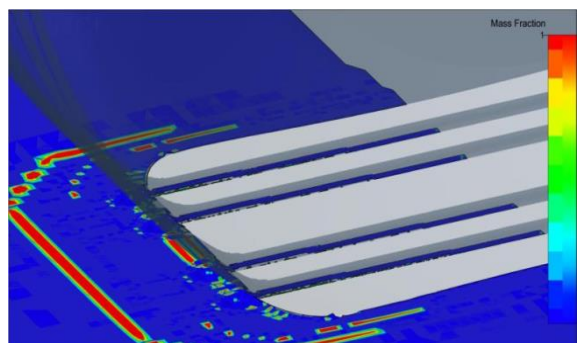
dengan fraksi massa yang melewati ban yang dijelaskan pada poin a di atas.



Gambar 4-1: Mass fraction kedalaman *groove* 0,28 *inch*



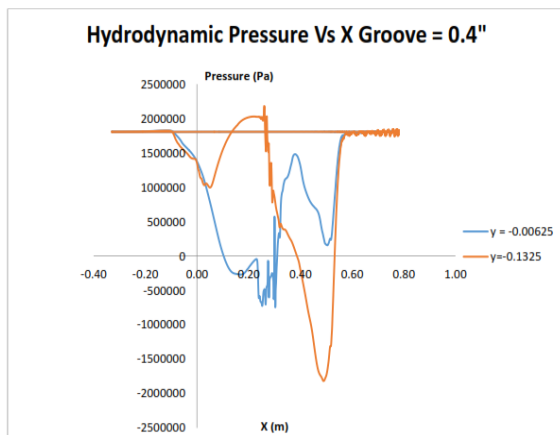
Gambar 4-2: Mass fraction kedalaman *groove* 0,35 *inch*



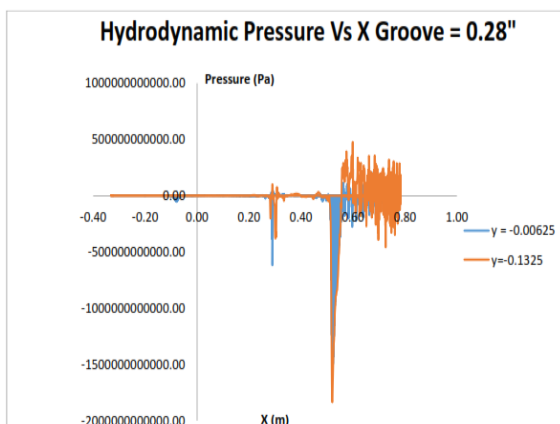
Gambar 4-3: Mass fraction kedalaman *groove* 0,45 *inch*

Dari data distribusi tekanan pada Gambar 4-4 dan 4-5 untuk kasus *groove* 0,28 *inch* dan 0,4 *inch*, terlihat bahwa tekanan kompresi puncak terjadi pada jarak sekitar 0,2 - 0,3 m pada permukaan *groove* terdalam ($y = 0,00625\text{m}$) dan 0,5 m pada permukaan *groove* dengan permukaan *groove* terluar ($y = 0,01325\text{ m}$).

Jika kedua data tersebut dibandingkan, maka dapat dilihat bahwa pada bagian depan bawah ban, terjadi kompresi yang jauh lebih besar pada ban dengan *groove* 0,28 *inch* dibandingkan dengan *groove* 0,4 *inch*. Hal ini terjadi diakibatkan luas daerah kanal dari ban dengan *groove* 0,28 *inch* lebih kecil sehingga dibutuhkan tekanan kompresi dengan harga yang lebih tinggi untuk memasuki *groove* ban.



Gambar 4-4: Mass fraction kedalaman *groove* 0,4 *inch*



Gambar 4-5: Mass fraction kedalaman *groove* 0,28 *inch*

Akibat adanya kebutuhan tekanan yang lebih tinggi ini, maka kemudian

timbul gaya aksi reaksi ban dengan air yang mengakibatkan air akan terdorong kearah depan ban (berlawanan dengan arah pergerakan ban) dan timbulan fenomena percikan air (*splashing*) pada bagian bawah ban.

Selanjutnya, karena luas penampang kanal *groove* 0,28 *inch* yang lebih kecil, maka jumlah air yang masuk kedalam *groove* akan lebih kecil dan membutuhkan tekanan yang tinggi pula untuk dapat keluar dari *groove* ban bagian bawah belakang. Hal ini yang mengakibatkan tekanan kompresi kembali membesar dan akibat adanya tekanan kompresi ini, maka ban dengan beban saat *landing* sebesar 162584,45 N, dapat terangkat atau dengan kata lain, pesawat terbang telah mengalami fenomena *hydroplaning*.

5 KESIMPULAN

Kesimpulan Penelitian ini adalah :

Metode empirik yang akurat dalam memprediksi *hydroplaning* adalah metode empirik yang dilakukan oleh NASA. Semakin kecil kedalaman *groove*, maka semakin kecil luas penampang *groove* dan semakin besar gaya kompresi yang terjadi pada bagian bawah ban dan semakin memperbesar kemungkinan terjadinya fenomena *hydroplaning*. Pada ban pesawat Boeing 737-800 ini, *hydroplaning* mulai terjadi ketika kedalaman *groove* ban berada di bawah 0,4 *inch*.

Berdasarkan TSO C62-a s.d e yang menyatakan bahwa kedalaman *groove* yang bisa digunakan maksimum pada ban adalah 0,1 *inch*, dan sedangkan dari hasil penelitian bahwa ban sudah mengalami *hydroplaning* pada kedalaman 0,35 *inch*, maka proses kendali inspeksi pada proses *daily maintenance* harus dilakukan lebih cermat dan intensif mengenai kondisi kedalaman *groove* ban pada setiap siklus penerbangan dan segera mengambil tindakan apabila ditemukan penurunan kedalaman *groove* ban di bawah 0.35 *inch*.

DAFTAR RUJUKAN

- Boeing, 2016. *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2015*, July.
- Federal Aviation Regulation (FAR), CFR 14 TSO c62 a-e.
- Federal Aviation Regulation (FAR), Part 91, sec 91.409-Inspection.
- Federal Aviation Regulation CFR 14, AC-25-13, 1988. FAA.
- Galloway, B. M., D. L., Ivey, G. G., Hayes, W. G., Ledbetter, R. M., Olson, D. L., Woods and R. E., Schiller, 1979. *Pavement and Geometric Design Criteria for Minimizing Hydroplaning*. Federal Highway Administration Report No. FHWA-RD-79-31, Texas Transportation Institute, Texas A&M University, USA. Texas A&M University, USA.
- Gengenbach, W., 1968. *Experimental Investigation of Tires on a wet Roadway ATZ*, Vol. 70, No.9.
- Ghim Ping Ong, T. F., Fwa, 2008. *Hydroplaning Risk Management for Grooved Pavements*. Singapore: 7th International Conference on Managing Pavement Assets.
- Gilbert, A. Wray and Robert Ehrlich, I., 1973. *A Systematic Experimental Analysis of Significant parameters Affecting Model Tire Hydroplaning*. Davidson Laboratory, Stevens Institute of Technology, Submitted to NASA, Report No.- SIT-DL-72-1602, Contract No.NAS 1-9349.
- Good Year, Aircraft Tire Data Book, The Good Year Tire Co, Akron, Ohio, 2010.
- Grogger, H. and Weiss, M., 1996. *Calculation of the Three-Dimensional Free Surface Flow around an Automobile Tire*, Tire Science and Technology Vol.24, No.1, 39.
- Grogger, H. and Weiss, M., 1997. *Calculation of Hydroplaning of a Deformable Smooth Shaped and Longitudinally-Grooved Tire*, Tire Science and Technology Vol.25, No.4, 265.
- Horne, W.B and R.C Dreher, 1963. *Phenomena of Pneumatic Tire Hydroplaning*, NASA TN D-2056.
- Kumar Anupam, 2012. *Numerical Simulation of Vehicle Hydroplaning and Skid Resistance on Grooved Pavement*. Singapore: NATIONAL UNIVERSITY OF SINGAPORE.
- Kumar, Santosh S., Kumar Anupam, Tien F., FWA, 2009. *Analyzing Effect of Tire Groove Pattern on Hydroplaning Speed*. Singapore: Journal of the Eastern Asia Society for Transportation Studies, Vol.8.

ANALISIS CFD KARAKTERISTIK AERODINAMIKA PADA SAYAP PESAWAT LSU-05 DENGAN PENAMBAHAN VORTEX GENERATOR (ANALYSIS OF CFD AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AT THE WING OF AIRCRAFT LSU-05 WITH THE ADDITION OF VORTEX GENERATOR)

Awalu Romadhon*) dan Dana Herdiana)**

*) Fakultas Teknik Universitas Nurtanio Bandung

Jl. Pajajaran No.219, Arjuna, Cicendo, Bandung, Jawa Barat 40174

**) Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail:awalu_romadhon@yahoo.com, dana_lapan@yahoo.com,

Diterima: 14 Agustus 2017; Direvisi: 5 September 2017; Disetujui: 18 September 2017

ABSTRACT

LSU-05 aircraft is one of the unmanned aerial vehicles (UAV), which is being developed by the Aeronautics Technology Center of LAPAN, whose mission is for research, observation, patrol, border surveillance, and investigation of natural disasters. This study aims to determine the effect of vortex generators on the aerodynamic characteristics of the LSU-05 Unmanned Aircraft wing. The method used is a numerical analysis with CFD simulation for predicting aerodynamic characteristics and flow phenomena that occur. The models used are the aircraft wing of the LSU-05 without vortex generator and with vortex generator designed with CATIA software. The simulation is using ANSYS Fluent software to determine changes in the aerodynamic characteristics of the wing after the addition of vortex generators such as the lift coefficient and drag coefficient. The results of the addition of vortex generator on LSU-05 wings are the increasing value of the maximum lift coefficient of the wing which becomes 1,34840 from 1,26450, it increases 0,0839 (6.63%) point, the increasing value of the drag coefficient on the angle of attack from -9° to 11° , the decreasing value of the drag coefficient on the angle of attack 12° up to 15° and the increasing stall angle of wing from 11° to 14° or increased by 3° (27,7%).

Keywords: *vortex generator, LSU-05, aerodynamic characteristics, CFD*

ABSTRAK

Pesawat LSU-05 adalah salah satu pesawat tanpa awak (UAV) yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, yang mempunyai misi untuk kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan wilayah, dan investigasi bencana alam. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan *vortex generator* terhadap karakteristik aerodinamika dari sayap Pesawat Tanpa Awak LSU-05. Metode yang digunakan adalah analisis numerik dengan simulasi CFD untuk memprediksi karakteristik aerodinamika dan fenomena aliran yang terjadi. Model yang digunakan adalah sayap pesawat LSU-05 tanpa *vortex generator* dan dengan *vortex generator* yang didesain dengan *software* CATIA. Simulasi menggunakan *software* ANSYS Fluent untuk mengetahui perubahan karakteristik aerodinamika sayap setelah penambahan *vortex generator* seperti koefisien *lift* dan koefisien *drag*. Hasil yang diperoleh dari penelitian penambahan *vortex generator* pada sayap Pesawat LSU-05 adalah peningkatan nilai koefisien *lift* maksimum sayap dari 1,26450 menjadi 1,34840 atau naik sebesar 0,0839 (6,63%), peningkatan nilai koefisien *drag* pada sudut serang -9° s/d 11° , penurunan nilai koefisien *drag* pada sudut serang 12° s.d 15° dan peningkatan sudut *stall* sayap dari 11° menjadi 14° atau naik sebesar 3° (27,7 %).

Kata Kunci: *vortex generator*, LSU-05, karakteristik aerodinamika, CFD

1 PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi yang semakin maju di era globalisasi ini menuntut adanya efisiensi sumber daya yang tinggi dengan cara penerapan otomatisasi di segala bidang teknologi, salah satunya adalah teknologi penerbangan yang ditandai dengan semakin meningkatnya kebutuhan pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle*, UAV) atau yang sering disebut sebagai *drone*. Ada beberapa pihak di dalam negeri yang melakukan pengembangan guna memenuhi kebutuhan pesawat tanpa awak tersebut. Salah satunya adalah Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) sebagai lembaga yang memiliki tugas penelitian dan pengembangan teknologi kedirgantaraan saat ini juga melakukan pengembangan pesawat tanpa awak (UAV).

Lapan Surveillance UAV 05 (LSU-05) merupakan pesawat tanpa awak generasi kelima yang dikembangkan Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN yang berkemampuan membawa *payload* maksimal 30 kg. LSU-05 mempunyai misi untuk melakukan kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan

wilayah dan juga investigasi bencana alam (banjir, gunung meletus, kebakaran). (Atik Bintoro, Gunawan S. P., 2013).

Vortex Generator (VG) adalah komponen kecil berbentuk sirip (*fin*) yang ditempatkan di atas permukaan sayap dan *stabilizer* yang bertujuan untuk memodifikasi aliran di sekitar permukaan yang menciptakan *boundary layer* untuk menunda terjadinya pemisahan aliran (*flow separation*) dan *stall*. Perlunya di pasang *vortex generator* ini karena pesawat LSU-05 yang didesain masih belum optimal dalam menghasilkan gaya angkat dan keefektifan dari *control surface aileron* dalam melakukan manuver *roll*. Penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat LSU-05 bertujuan untuk mengoptimalkan performa pesawat di antaranya meningkatkan nilai koefisien *lift* dan sudut *stall*. (Romadhon, 2016)

Penelitian ini dilakukan untuk menganalisis karakteristik aerodinamika dengan penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat LSU-05. Analisis dilakukan untuk mengetahui *vortex* yang terjadi pada permukaan sayap sebelum dan sesudah penambahan *vortex generator*, sehingga didapat perbandingan koefisien *lift* dan koefisien

drag pada saat pengoperasian pesawat tersebut.

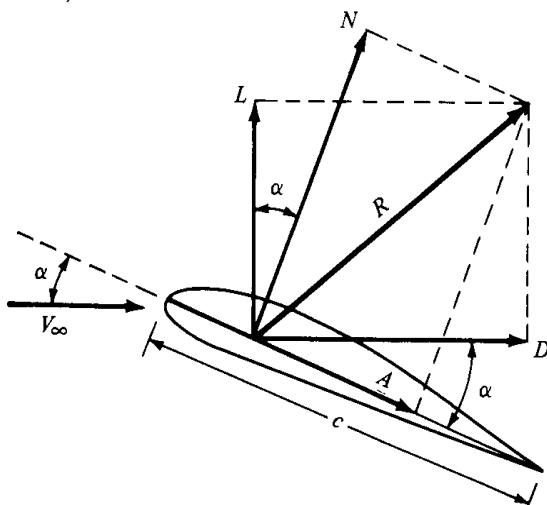
Untuk menganalisis karakteristik aerodinamika penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat LSU-05 digunakan simulasi perangkat lunak *Computational Fluid Dynamics (CFD)* yaitu ANSYS Fluent dan untuk memvalidasi hasil simulasi digunakan data dari pengujian sayap di terowongan angin. Makalah ini merupakan bagian skripsi dari penulis pertama.

2 LANDASAN TEORI

2.1 Aerodinamika Wing

Gaya aerodinamika timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan sayap yang menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas sayap.

Gaya angkat/*Lift* (L) adalah komponen dari resultan (R) yang tegak lurus terhadap kecepatan *freestream* (V_∞). Gaya hambat/*Drag* (D) adalah komponen dari resultan (R) yang sejajar dengan kecepatan *freestream* (V_∞). Sudut serang (*angle of attack*) didefinisikan sebagai sudut antara kecepatan *freestream* (V_∞) dan *chord* (c). Hubungan geometrik antara gaya-gaya tersebut dapat dilihat pada Gambar 2-1. (John D. Anderson, 2010)



Gambar 2-1: Gaya-gaya aerodinamika (John D. Anderson, 2010)

Dengan adanya koefisien gaya tak berdimensi, dimensi sayap bisa diperkecil untuk pengujian terowongan angin, karena nilai koefisien gaya tak berdimensinya sama walaupun dengan skala ukuran sayap yang berbeda. Koefisien gaya tak berdimensi didefinisikan sebagai berikut: (John D. Anderson, 2010)

$$C_L = \frac{L}{qS} \tag{2-1}$$

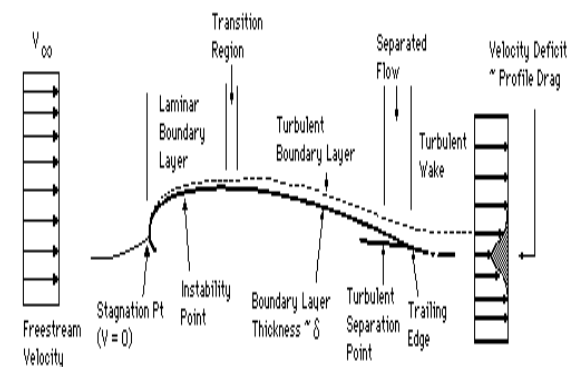
$$C_D = \frac{D}{qS} \tag{2-2}$$

Dimana q adalah tekanan dinamik yang besarnya:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \tag{2-3}$$

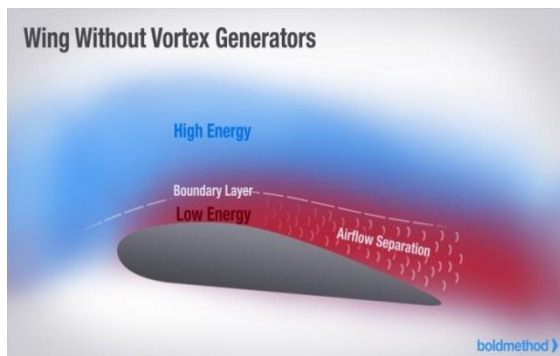
2.2 Vortex Generator dan Boundary Layer

Vortex Generator (VG) adalah komponen kecil berbentuk *fin* (sirip) ditempatkan di sayap dan permukaan *stabilizer* untuk memodifikasi aliran udara di sekitar permukaan yang mempengaruhi *boundary layer* (lapisan batas). Pemasangan VG dapat meningkatkan *performance* dari pesawat, terutama pada saat kecepatan terbang rendah, *climb* (terbang menanjak), dan sudut serang yang tinggi. (Skopinski, 2010)



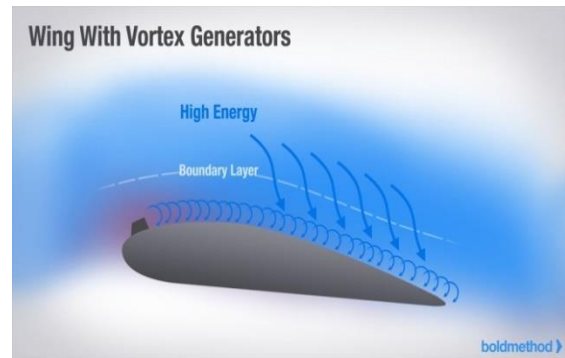
Gambar 2-2: *Boundary layer* pada sayap (Kroo, t.thn.)

Sebagaimana udara mengalir di sayap, tekanan berkurang hingga mencapai *center of lift* - sekitar 25% ke bawah *chord* sayap. Kemudian, tekanan mulai meningkat lagi, sehingga udara bergerak dari daerah tekanan rendah ke tekanan lebih tinggi atau disebut "*adverse pressure gradient*". Karena aliran udara bergerak ke arah tekanan tinggi, itu menyebabkan kehilangan energi. Akhirnya, ketika kehabisan energi, terjadi pemisahan aliran udara di sayap. (Udris, 2015)



Gambar 2-3: Energi pada *boundary layer* sayap tanpa VG (Udris, 2015)

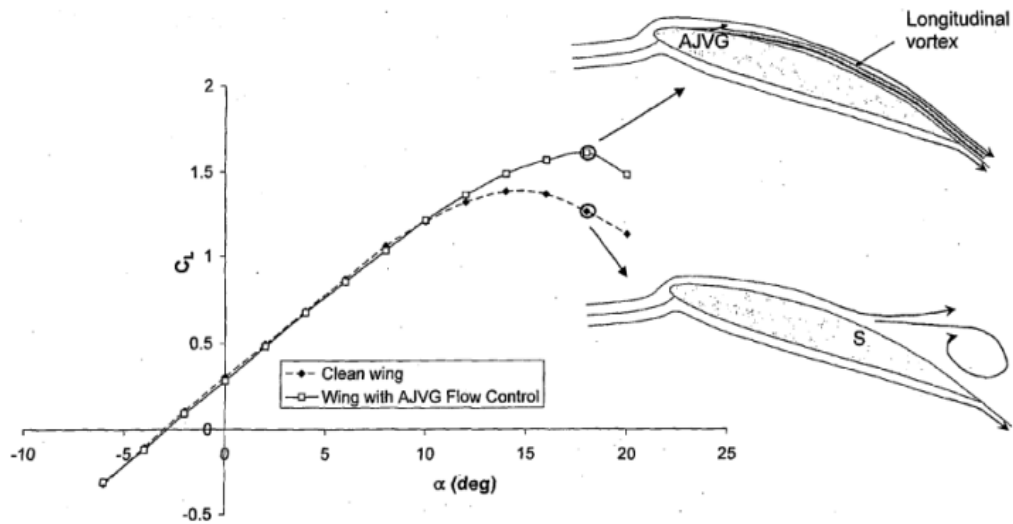
Untuk menghindari pemisahan, atau lebih tepatnya menunda pembentukan gelembung separasi aliran dan mengurangi intensitas pemisahan pada lapisan yang melambat dengan cara mempercepatnya dan "memberikan energi". Karena udara di atas *boundary layer* tidak terpengaruh oleh gesekan *skin*, sehingga memiliki lebih banyak energi daripada udara di dalam *boundary layer*. Jika aliran udara bebas bisa ditarik ke dalam *boundary layer*, energi bisa ditambahkan dan menunda separasi *boundary layer*. (Skopinski, 2010)



Gambar 2-4: Energi pada *boundary layer* sayap dengan VG (Udris, 2015)

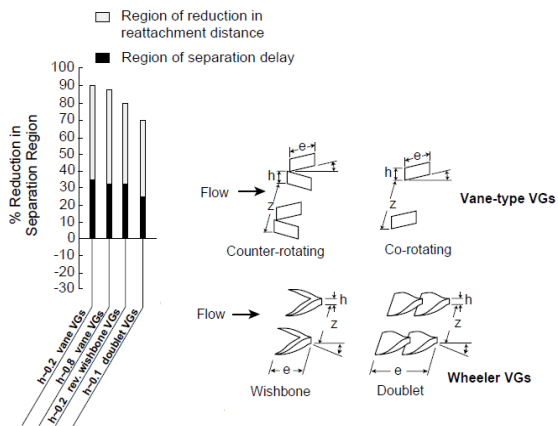
Selama bertahun-tahun banyak solusi telah dirancang untuk mengontrol dan mempengaruhi *boundary layer*. Sebuah solusi sederhana namun sangat efektif adalah dengan menggunakan *turbulator/vortex generator*. *Vortex generator* bertindak seperti sayap kecil dan menciptakan *wingtip vortex* mini berbentuk spiral melalui *boundary layer* dan aliran udara bebas. *Vortex* ini mencampur energi tinggi dari aliran udara bebas dengan energi lebih rendah di *boundary layer*, yang memungkinkan aliran udara di *boundary layer* untuk menahan "*adverse pressure gradient*" lebih lama. Sehingga sayap dapat beroperasi pada sudut serang yang lebih tinggi dan kecepatan *stall* yang lebih rendah dikarenakan nilai koefisien *lift* yang meningkat sebelum pemisahan aliran udara menyebabkan *stall*. (Udris, 2015)

Pada Gambar 2-5 dapat dilihat nilai koefisien *lift* maksimum sayap dengan *vortex generator* lebih tinggi dibandingkan sayap tanpa *vortex generator*. Dan dapat dilihat juga sudut *stall* sayap dengan *vortex generator* juga meningkat.



Gambar 2-5: Kurva koefisien gaya angkat terhadap sudut serang pada sayap sebelum dan sesudah pemasangan VG (Europe Paten No. EP1907279 B1, 2011)

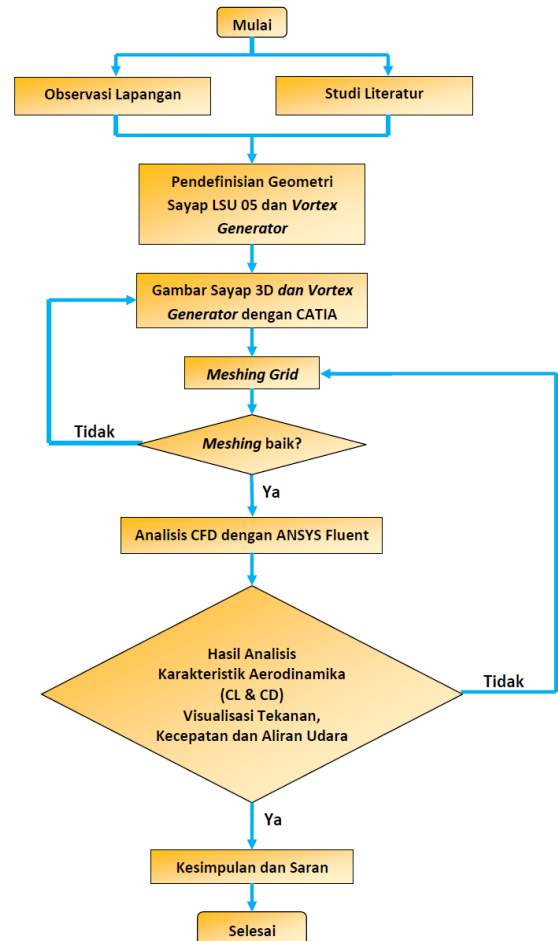
Pada Gambar 2-6 dapat dilihat jenis-jenis geometri dan konfigurasi *vortex generator* beserta tingkat keefektifannya menurut penelitian yang dilakukan oleh John C. Lin.



Gambar 2-6: Geometri *vortex generator* dan parameternya (Lin, 2002)

3 METODOLOGI PENELITIAN

Berikut diagram alir pemecahan masalah analisis karakteristik aerodinamika pengaruh penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat tanpa awak LSU-05 dengan simulasi CFD:



Gambar 3-1: Diagram alir penelitian (Romadhon, 2016)

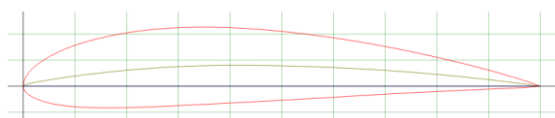
3.1 Pendefinisian Geometri Sayap LSU-05 dan Vortex Generator

Sebelum melakukan perancangan geometri sayap dan *vortex generator*, ada parameter-parameter yang perlu diperhatikan, antara lain:

- Geometri sayap diusahakan tetap sesuai dengan desain rancang bangun, agar mempermudah proses validasi, seperti jenis *airfoil* yang digunakan, panjang *wing span* dan *chord*, dan *taper ratio*,
- Menentukan letak pemasangan *vortex generator* dalam persen *chord* sayap dan sudut pemasangannya,
- Menentukan geometri *vortex generator* yang digunakan, seperti: tinggi, panjang, dan tebalnya.

3.2 Gambar Sayap 3D dan Vortex Generator dengan CATIA

CATIA merupakan *software* yang digunakan untuk pemodelan atau menggambar sayap dan *vortex generator*. Pada penelitian ini sayap pesawat LSU-05 digambar dalam bentuk 3D. Sayap pesawat LSU-05 yang digambar pada *software* CATIA ini menggunakan *airfoil* NACA 4415 (Gambar 3-2). Pada penelitian ini penulis hanya akan melakukan perbandingan antara sayap tanpa *vortex generator* (Gambar 3-3) dan sayap dengan *vortex generator* (Gambar 3-4). Sayap yang digambarkan pada CATIA cukup setengah dari *wingspan*, dikarenakan bentuk sayap yang simetris serta untuk memudahkan dan mempercepat proses perhitungan simulasi nantinya.

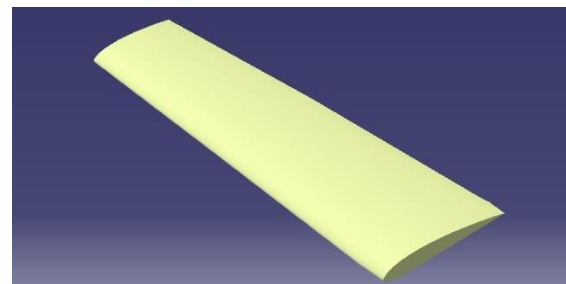


Gambar 3-2: *Airfoil* NACA 4415 (http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4415_il,t.thn.)

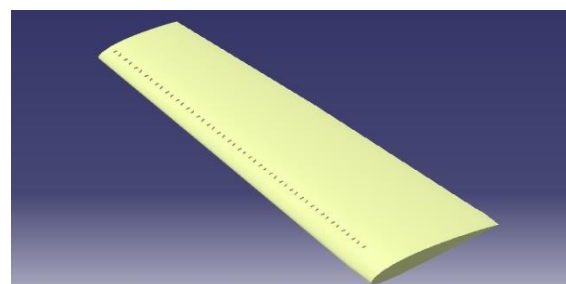
3.3 Meshing Grid

Langkah dalam analisis ini setelah model sayap dibuat adalah mengeksport gambar sayap tersebut ke ANSYS

Workbench untuk di-*meshing* dengan aplikasi *Meshing* (ANSYS ICEM CFD). Sebelum sayap di-*meshing* perlu dibuat geometri *boundary* yang berfungsi sebagai terowongan angin virtual pada saat simulasi. Dalam *meshing*, yang terpenting adalah bagaimana *mesh* yang ada merepresentasikan bentuk geometri semirip mungkin, agar hasil analisis CFD (dalam hal ini *Fluent*) tidak melenceng dari yang seharusnya. Semakin banyak jumlah elemen, maka bentuk geometri akan semakin mirip dan hasil akan lebih akurat. Namun jumlah elemen juga harus dibatasi agar tidak terlalu banyak sehingga boros dan hanya memakan waktu komputasi yang lebih banyak namun tidak mempengaruhi hasil. Batasan jumlah elemen juga dipengaruhi oleh *resource* komputer yang ada, khususnya memori.

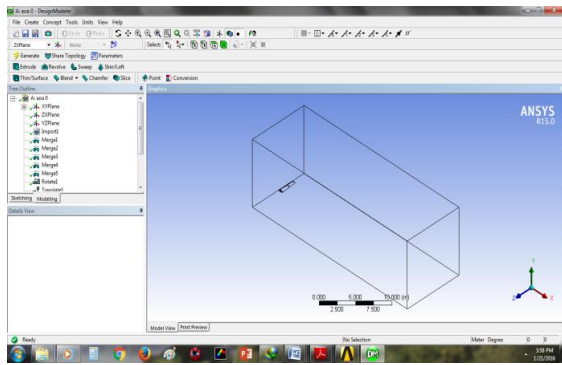


Gambar 3-3: Sayap tanpa *vortex generator* (CATIA, Software Package, Ver. 5.21, Dessault system, 1998-2011)

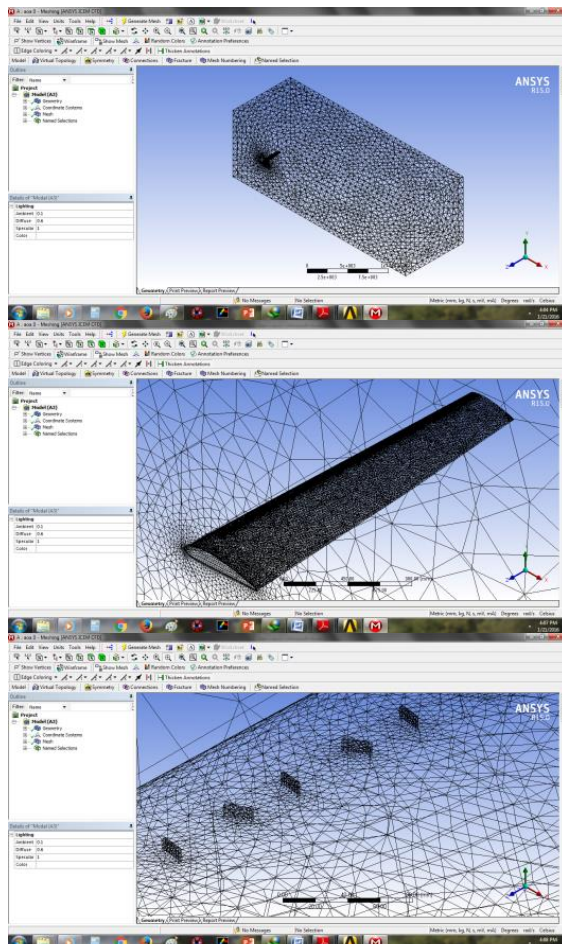


Gambar 3-4: Sayap dengan *vortex generator*

Apabila dalam proses pembuatan *grid (meshing)* terjadi *error* atau kualitas *mesh* yang buruk, maka perlu dilakukan perbaikan model geometri pada CATIA atau *Design Modeler* untuk menghilangkan bidang yang terlalu kecil dan sempit serta sudut yang terlalu tajam sampai diperoleh hasil *meshing grid* yang baik.



Gambar 3-5: Pembuatan *boundary* sebagai terowongan angin virtual FLUENT, Software Package, Ver. 6,3, ANSYS, Inc., 2011)



Gambar 3-6: Meshing grid pada sayap dan vortex generator (Romadhon, 2016)

4 PESAWAT LSU-05

4.1 Geometri Sayap Pesawat LSU-05

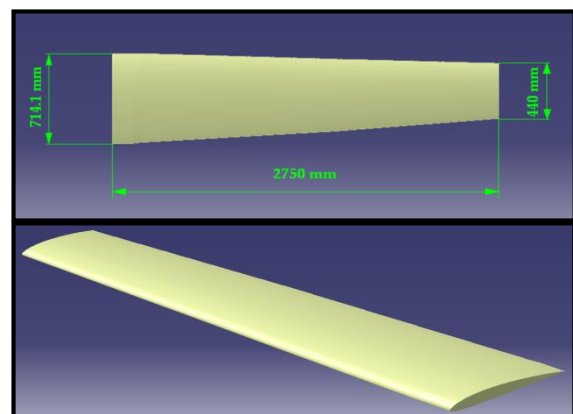
Dalam penelitian ini geometri sayap disederhanakan untuk memudahkan dalam proses pemodelan dan *meshing* dengan menyatukan permukaan bidang kemudi *aileron* dan *flap* dengan sayap. Diasumsikan sayap

dalam kondisi tidak ada defleksi *flap* dan *aileron* (defleksi = 0°).

Jumlah elemen *meshing* sangat mempengaruhi lamanya proses analisis CFD. Dalam pemodelan dengan CATIA, sayap digambarkan setengah dari panjang sayap karena bentuknya yang simetris (Gambar 4-1). Karena geometri sayap setengah maka jumlah elemen *meshing* yang harus dibuat menjadi lebih sedikit, sehingga proses analisis CFD menjadi lebih cepat daripada menggunakan geometri sayap penuh. Parameter geometri sayap pesawat LSU-05 dapat dilihat pada Tabel 4-1 dan Gambar 4-1.

Tabel 4-1: GEOMETRI SAYAP PESAWAT LSU-05 (Pramutadi, 2013)

Parameter	Satuan
Wing Span	5,5 m
Luas Sayap	3,246 m ²
Chord Root	0,714 m
Chord Tip	0,44 m
Taper Ratio	0,616
Aspect Ratio	9,32
Twist Angle	0°
Swept Angle	0°
Angle of Incidence	3°
Airfoil	NACA 4415



Gambar 4-1: Geometri sayap pesawat LSU-05

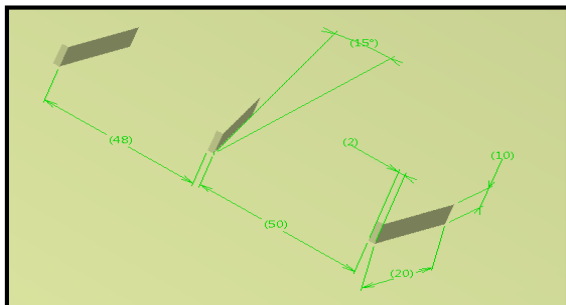
4.2 Geometri Vortex Generator

Dalam penelitian ini jenis *vortex generator* yang digunakan adalah tipe *vane* berbentuk *rectangular* (persegi panjang) dengan konfigurasi *counter-*

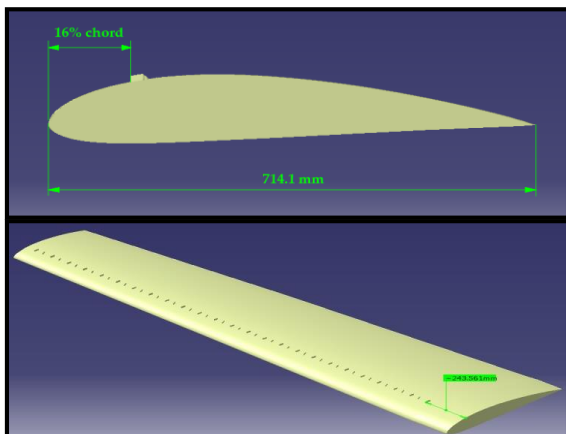
rotating. Parameter geometri *vortex generator* ditunjukkan pada tabel 4-2, gambar 4-2 dan gambar 4-3.

Tabel 4-2: GEOMETRI *VORTEX GENERATOR*

Parameter	Satuan
Tinggi	10 mm
Panjang	20 mm
Tebal	2 mm
Sudut kemiringan	15°
Jarak antar VG	48 mm dan 50 mm
Letak Pemasangan VG	16% chord



Gambar 4-2: Geometri *vortex generator*



Gambar 4-3: Letak pemasangan *vortex generator* pada sayap LSU-05 (Romadhon, 2016)

5 HASIL PEMBAHASAN

Pada bab ini penulis membahas tentang komputasi karakteristik aerodinamika pengaruh penambahan *vortex generator* sayap pesawat LSU-05. Untuk membuat geometri model digunakan *Software CATIA (Computer Aided Three Dimensional Interactive Application)* dan untuk menganalisis

karakteristik aerodinamika pada sayap digunakan *software ANSYS Fluent*. Dimensi model yang digunakan dalam komputasi adalah 3 Dimensi.

Berikut tabel kondisi simulasi yang akan dimasukkan kedalam ANSYS Fluent:

Tabel 5-1: KONDISI SIMULASI (Tuakia, 2008)

Parameter	Besaran
<i>Solver</i>	3 Dimensi, <i>Pressure Based</i>
Model <i>Viscous</i>	<i>Spalart-Allmaras</i>
Material	<i>Fluid - Air</i> (udara)
<i>Density</i>	1,225 kg/m ³
<i>Viscosity</i>	1,7894 x 10 ⁻⁵ kg/m-s
<i>Operation Pressure</i>	101325 N/m ²
Kondisi Batas <i>Inlet</i>	<i>Velocity Inlet</i>
Kondisi Batas <i>Wing</i>	<i>Wall</i>
Kondisi Batas <i>Sym</i>	<i>Symmetry</i>
Kondisi Batas <i>Walls</i>	<i>Wall</i>
Kondisi Batas <i>Outlet</i>	<i>Pressure Outlet</i>
Kecepatan Aliran	26 m/s (Re = 1.27x10 ⁶)
Sudut Serang (<i>a</i>)	-9°, -6°, -3°, 0°, 3°, 6°, 9°, 10°, 11°, 12°, 13°, 14° dan 15°

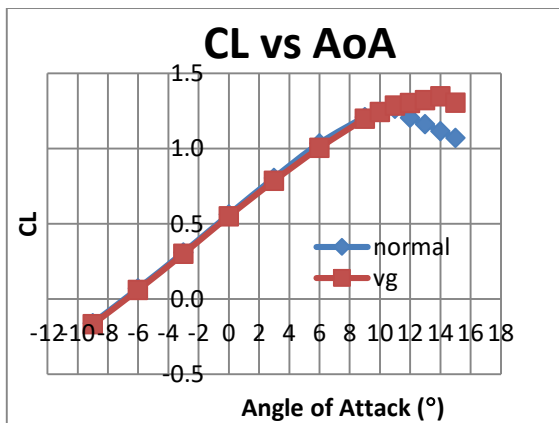
5.1 Hasil Simulasi Karakteristik Aerodinamika Pengaruh Penambahan *Vortex Generator* Sayap Pesawat LSU-05

Hasil simulasi menggunakan ANSYS Fluent merupakan hasil analisis karakteristik aerodinamik yang berupa beberapa parameter, yakni koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D) dan sudut serang (α). Hasil analisis karakteristik aerodinamika dengan penambahan *vortex generator* sayap pesawat LSU-05 ini berupa grafik, tabel, kontur dan animasi udara yang melewati sayap pesawat LSU-05. Berikut grafik dari hasil simulasi sayap yang berupa karakteristik aerodinamika, yakni koefisien *lift* (C_L),

koefisien *drag* (C_D) dan koefisien rasio *lift-drag* (C_L/C_D) terhadap sudut serang (α).

5.1.1 Koefisien Lift Terhadap Sudut Serang

Berikut ini grafik hasil simulasi koefisien *lift* terhadap sudut serang. Grafik ini akan mengevaluasi *performance* aerodinamik dari karakteristik sayap normal (tanpa *vortex generator*) dan sayap dengan *vortex generator* yang berupa parameter koefisien *lift* maksimum (C_{Lmax}) dan sudut *stall* (α_s).



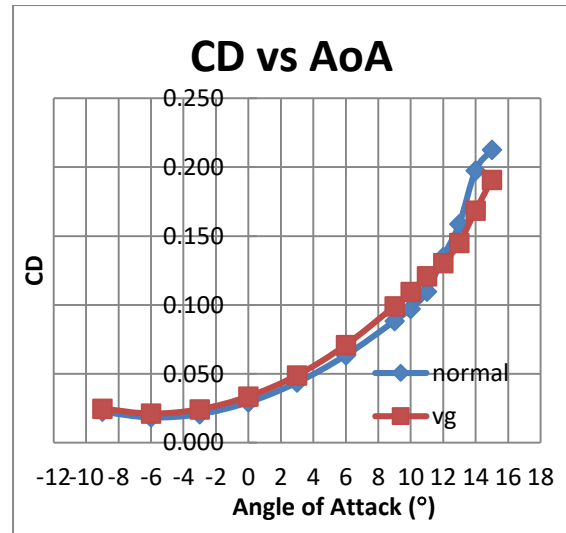
Gambar 5-1: Grafik hasil simulasi koefisien *lift* terhadap sudut serang perbandingan sayap normal dan sayap dengan *vortex generator*. (Romadhon, 2016)

Dari Gambar 5-1 terlihat nilai koefisien *lift* maksimum pada sayap normal (tanpa *vortex generator*) adalah 1,26450 sedangkan nilai koefisien *lift* maksimum sayap dengan *vortex generator* adalah 1,34840, hal tersebut menunjukkan bahwa sayap pesawat LSU 05 jika ditambahkan *vortex generator* maka akan mengalami peningkatan koefisien gaya angkat sebesar 0,0839 atau 6,63%. Sudut *stall* pada sayap normal (tanpa *vortex generator*) adalah 11° sedangkan sudut *stall* sayap dengan *vortex generator* adalah 14°, mengalami peningkatan sebesar 3° atau 27.7 %.

5.1.2 Koefisien Drag Terhadap Sudut Serang

Berikut ini grafik hasil simulasi koefisien *drag* terhadap sudut serang. Grafik ini akan menampilkan *performance*

aerodinamik dari karakteristik sayap normal (tanpa *vortex generator*) dan sayap dengan *vortex generator* yang berupa parameter koefisien *drag* dan sudut serang.

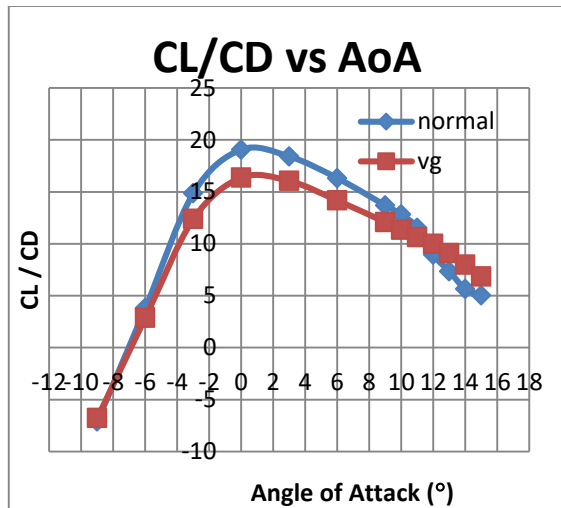


Gambar 5-2: Grafik hasil simulasi koefisien *drag* terhadap sudut serang perbandingan sayap normal dan sayap dengan *vortex generator*. (Romadhon, 2016)

Berdasarkan pada Gambar 5-2 pada sudut serang -9° s.d 11° nilai koefisien *drag* sayap normal (tanpa *vortex generator*) lebih rendah dibandingkan nilai koefisien *drag* sayap dengan *vortex generator*. Hal ini dikarenakan bentuk geometri *vortex generator* mengakibatkan penambahan *drag*. Setelah melewati sudut serang 11°, nilai koefisien *drag* sayap normal (tanpa *vortex generator*) menjadi lebih tinggi dibandingkan nilai koefisien *drag* sayap dengan *vortex generator*. Hal ini disebabkan sudah terjadinya separasi aliran udara pada sayap normal (tanpa *vortex generator*) sehingga nilai koefisien *drag*-nya bertambah, sedangkan pada sayap dengan *vortex generator* belum terjadi separasi aliran udara. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 14° yaitu adanya penurunan nilai koefisien *drag* pada sayap pesawat LSU 05 sebesar 0,02895 atau 14.66%.

5.1.3 Koefisien Rasio Lift-Drag Terhadap Sudut Serang

Berikut ini grafik hasil simulasi koefisien rasio *lift-drag* terhadap sudut serang. Grafik ini menunjukkan efisiensi aerodinamik dari karakteristik sayap normal (tanpa *vortex generator*) dan sayap dengan *vortex generator* yang berupa parameter koefisien rasio *lift-drag* maksimum.



Gambar 5-3: Grafik hasil simulasi koefisien rasio *lift-drag* terhadap sudut serang perbandingan sayap normal dan sayap dengan *vortex generator*. (Romadhon, 2016)

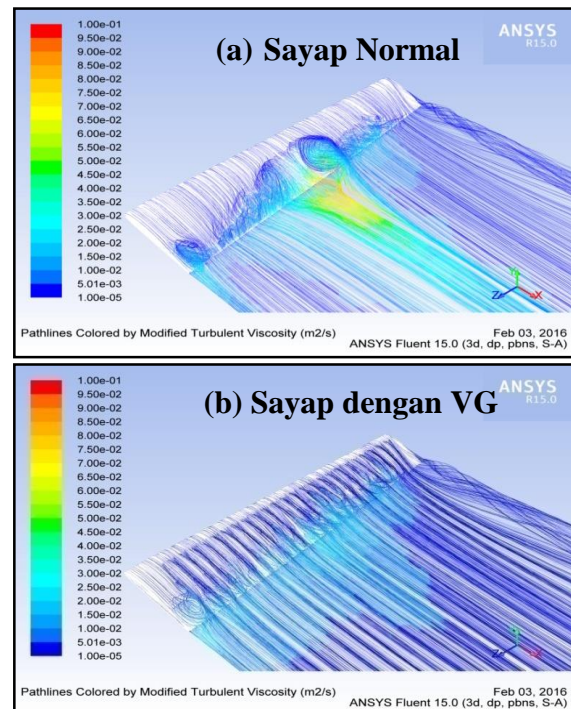
Berdasarkan pada Gambar 5-3 pada sudut serang -9° s.d 11° nilai koefisien rasio *lift-drag* sayap normal (tanpa *vortex generator*) lebih tinggi dibandingkan nilai koefisien rasio *lift-drag* sayap dengan *vortex generator*. Hal ini dikarenakan bentuk geometri *vortex generator* mengakibatkan penambahan *drag* seperti yang dijelaskan pada subbab 5.1.2 sebelumnya. Setelah melewati sudut serang 11° , nilai koefisien rasio *lift-drag* sayap normal (tanpa *vortex generator*) menjadi lebih rendah dibandingkan nilai koefisien rasio *lift-drag* sayap dengan *vortex generator*. Pengaruh penambahan *vortex generator* paling signifikan terjadi pada sudut serang 14° yaitu adanya peningkatan nilai koefisien rasio *lift-drag* pada sayap LSU 05 sebesar 2,34930 atau 41,56%. Akan tetapi pada sudut serang 0° terjadi penurunan nilai koefisien rasio

lift-drag maksimum pada sayap LSU 05 sebesar 2,68072 atau 14,05%.

5.1.4 Visualisasi Aliran

Pada bagian ini akan ditampilkan hasil visualisasi dari fenomena aliran udara yang terjadi di sepanjang sayap normal (tanpa *vortex generator*) dan sayap dengan *vortex generator* berupa *turbulent pathline* dan *velocity pathline* yang berguna untuk melengkapi hasil simulasi yang dijelaskan sebelumnya.

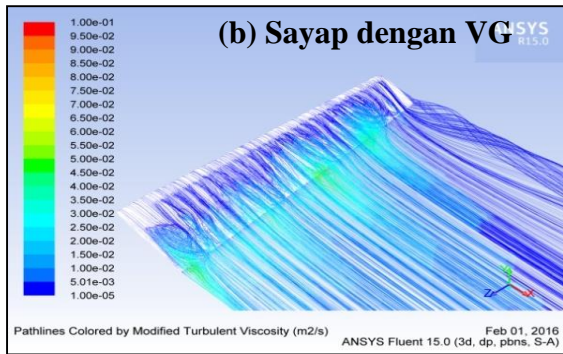
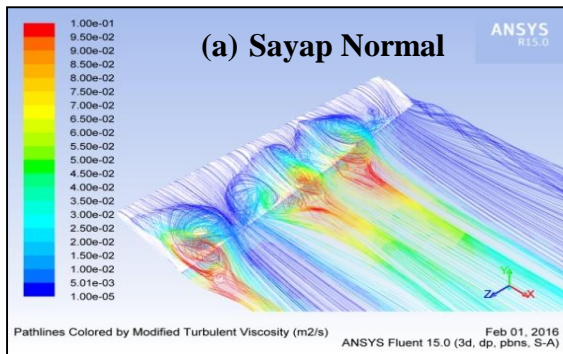
Pada Gambar 5-4 dan 5-5 menunjukkan visualisasi *turbulent pathline* sedangkan Gambar 5-6 dan 5-7 menunjukkan visualisasi *turbulent pathline*, dengan sudut serang sayap masing-masing 12° dan 14° . Sayap normal (tanpa *vortex generator*) ditunjukkan oleh gambar (a) dan sayap dengan *vortex generator* ditunjukkan oleh gambar (b).



Gambar 5-4: Perbandingan *turbulent pathline* pada sudut serang 12° (Romadhon, 2016)

Pada Gambar 5-4 dapat dilihat distribusi aliran sayap normal (tanpa *vortex generator*) terjadi ulakan besar dan berwarna kekuningan menunjukkan intensitas turbulensi tinggi menyebabkan separasi, sedangkan aliran sayap dengan

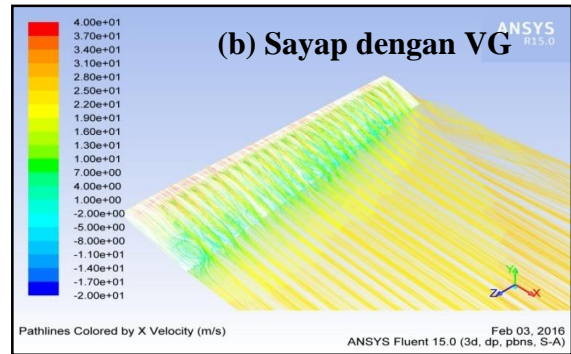
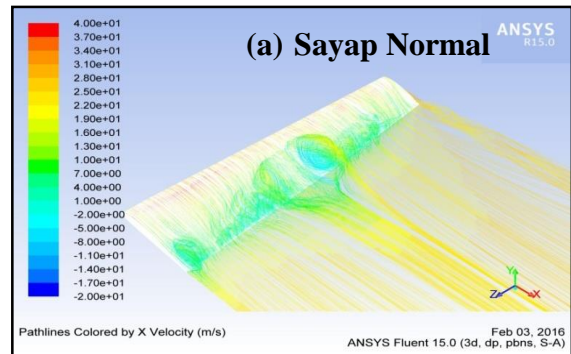
vortex generator masih berwarna biru menunjukkan belum terjadi separasi.



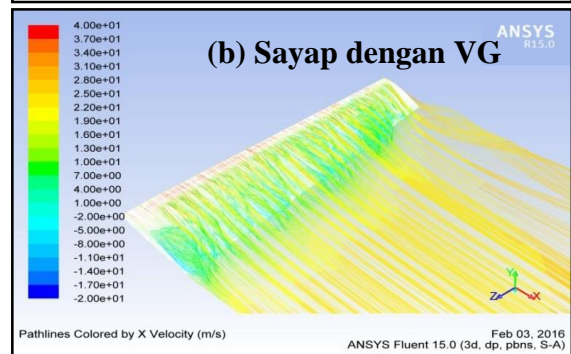
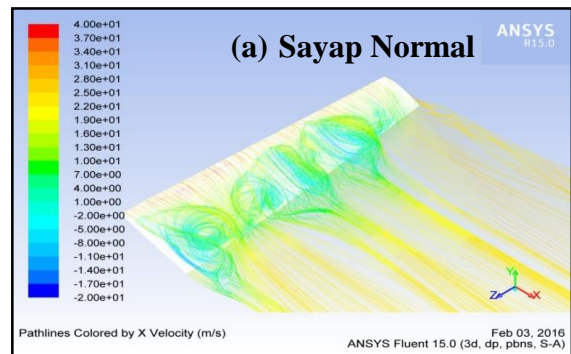
Gambar 5-5: Perbandingan *turbulent pathline* pada sudut serang 14° (Romadhon, 2016)

Pada Gambar 5-5 dapat dilihat distribusi aliran sayap normal (tanpa *vortex generator*) terjadi ulakan besar semakin banyak dan berwarna kemerahan menunjukkan separasi semakin parah, sedangkan aliran sayap dengan *vortex generator* masih berwarna biru menunjukkan belum terjadi separasi.

Pada Gambar 5-6 dapat dilihat distribusi kecepatan aliran sayap normal (tanpa *vortex generator*) terjadi ulakan besar dan berwarna kebiruan menunjukkan kecepatan yang negatif menyebabkan separasi, sedangkan distribusi kecepatan aliran sayap dengan *vortex generator* masih merata berwarna hijau kekuningan dan belum terjadi separasi.



Gambar 5-6: Perbandingan *velocity pathline* pada sudut serang 12° (Romadhon, 2016)

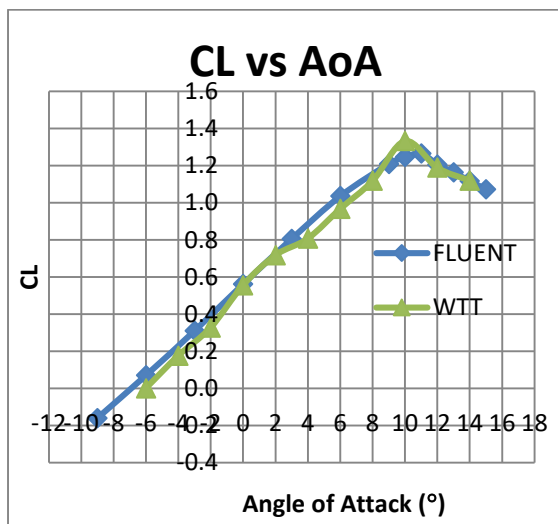


Gambar 5-7: Perbandingan *velocity pathline* pada sudut serang 14° (Romadhon, 2016)

Pada Gambar 5-7 dapat dilihat distribusi kecepatan aliran sayap normal (tanpa *vortex generator*) terjadi ulakan semakin banyak dan berwarna kebiruan menunjukkan kecepatan yang negatif menyebabkan separasi yang semakin parah, sedangkan distribusi kecepatan aliran sayap dengan *vortex generator* masih merata berwarna hijau kekuningan menunjukkan belum terjadi separasi.

5.2 Validasi Hasil Simulasi ANSYS Fluent

Validasi dari hasil simulasi penelitian ini dilakukan untuk mengetahui seberapa jauh hasil simulasi menggunakan ANSYS Fluent mendekati hasil uji terowongan angin. Data yang digunakan dalam validasi ini berupa nilai koefisien *lift* terhadap sudut serang sayap tanpa *vortex generator* dari hasil simulasi ANSYS Fluent dan data hasil uji terowongan angin yang dilakukan Bidang Teknologi Aerodinamika Pustekbang LAPAN. Berikut adalah grafik perbandingan hasil simulasi penelitian ini dengan hasil uji terowongan angin.



Gambar 5-8: Grafik perbandingan hasil simulasi ANSYS Fluent dan hasil uji terowongan angin. (Romadhon, 2016)

Pada Gambar 5-8 dapat dilihat grafik koefisien *lift* hasil simulasi ANSYS Fluent dan hasil uji terowongan angin mempunyai bentuk yang hampir sama. Kalaupun ada perbedaan dari segi *slope*

grafik, karena hasil simulasi ANSYS Fluent dipengaruhi kualitas *meshing*, yang akan berpengaruh pada ketelitian CFD Solver dan pada saat hasil uji terowongan angin kemungkinan terjadi gangguan yang menyebabkan kurva grafik tidak terlalu linear. Jika hasil uji terowongan angin merupakan nilai sebenarnya dan hasil *fluent* merupakan nilai yang terbaca maka perhitungan galat (*error*) dapat diperoleh. Nilai galat merupakan nilai penyimpangan pada perbandingan dari beberapa data. Pada Tabel 5-5 dapat dilihat perhitungan galat hasil simulasi ANSYS Fluent dan hasil uji terowongan angin dari segi parameter aerodinamik khususnya koefisien lift.

Tabel 5-5: PERHITUNGAN GALAT HASIL SIMULASI ANSYS FLUENT DAN UJI TEROWONGAN ANGIN

Parameter	FLUENT	WTT	Galat (%)
C_{L0}	0.561	0.555	1.07
C_{LMAX}	1.26450	1.332616	-5.38
α_{stall}	11	10	9.09
C_{La}	0.073479	0.083279	-13.99

Berdasarkan Tabel 5-5 terlihat bahwa nilai galat untuk semua parameter yang tertera di tabel, jika positif artinya nilai hasil terowongan angin lebih kecil dari hasil simulasi sedangkan negatif artinya nilai hasil terowongan angin lebih besar dari hasil simulasi.

6 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian dan pembahasan, maka dapat diambil kesimpulan antara lain:

- a. Penambahan *vortex generator* pada sayap pesawat LSU-05 pada penelitian ini menyebabkan:
 - Peningkatan nilai koefisien *lift* maksimum sayap sebesar 0,0839 (6,63%) dan peningkatan sudut *stall* sayap sebesar 3° (27,7 %),
 - Peningkatan nilai koefisien *drag* pada sudut serang -9° s.d 11° dan penurunan nilai koefisien *drag* pada sudut serang

12° s.d 15° dengan nilai penurunan koefisien *drag* paling signifikan terjadi pada sudut serang 14° dari sebesar 0,02895 (14.66%).

- Penurunan nilai koefisien rasio *lift-drag* maksimum sebesar 2,68072 atau 14,05% pada sudut serang 0° dan peningkatan nilai koefisien rasio *lift-drag* sebesar 2,34930 atau 41,56% pada sudut serang 14°.

b. Perbandingannya

Parameter	Sayap Normal	Vortex Generator
Clmax	1,2645	1,3484
CD	0,1096	0,1685
Sudut stall	11°	14°
CL/CD	11,53741	8,00237

c. Hasil validasi data simulasi CFD (ANSYS Fluent) memiliki keakuratan yang cukup dekat terhadap data uji terowongan angin, namun hasil simulasi tidak sama persis dengan hasil eksperimen karena metode numerik memiliki keterbatasan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih disampaikan kepada Gunawan S.P dan Ir. Agus Aribowo yang telah mengizinkan untuk pelaksanaan kegiatan atau penelitian ini serta teman-teman khususnya di laboratorium aerodinamika yang telah membantu dalam proses penelitian ini dan Drs. Agus Harno Nurdin Syah selaku pembina dan memberi masukan di lingkungan Pustekbang.

DAFTAR RUJUKAN

Andrew, S., 2011. *Europe Paten No. EP1907279 B1*.

Atik Bintoro, Gunawan S.P., 2013. *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang*. Jakarta: Indonesia Book Project (IBP).

CATIA, *Software Package, Ver. 5.21, Dessault System*. (1998 - 2011).

FLUENT, *Software Package, Ver. 6.3, ANSYS, Inc*. (2011).

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4415-il>. (t.thn.).

John D., Anderson, J., 2010. *Fundamentals of Aerodynamics*. New York: 5rd Edition McGraw-Hill.

Kroo, I. (t.thn.). *Viscosity and Boundary Layers*. Diambil dari <http://adg.stanford.edu/aa200b/blayers/blayers.html>.

Lin, J. C., 2002. *Review of Research on Low-Profile VOrtex Generators to Control Boundary-Layer Separation, Progress in Aerospace Sciences*. Diambil dari <http://fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp/stdexp/2013/transonic/document/low-profile%20vortex%20generators.pdf>.

Pramutadi, A. M., 2013. *Laporan Kemajuan Class II UAV + part 2, Laporan Teknis*. Bogor: LAPAN.

Romadhon, A., 2016. *Analisis Karakteristik Aerodinamika Pengaruh Penambahan Vortex Generator Pada Sayap Pesawat Tanpa Awak LSU-05 Dengan Simulasi CFD (Skripsi)*. Bandung, Indonesia: Universitas Nurtanio Bandung.

Skopinski, J., 2010. *Vortex Generators*. Diambil dari Aero-Service: <http://www.vortex-generators.com/vortex-generators.html>.

Tuakia, F., 2008. *Dasar-Dasar CFD Menggunakan Fluent*. Bandung: Informatika.

Udris, A., 2015. *Vortex Generators: Preventing Stalls at High And Low Speeds*. Diambil dari <http://www.boldmethod.com/learn-to-fly/aerodynamics/vortex-generators/>.

DESAIN DAN IMPLEMENTASI GROUND MODEL SATELIT NANO DENGAN SUBSISTEM KOMUNIKASI PADA FREKUENSI S-BAND (DESIGN AND IMPLEMENTATION OF GROUND MODEL NANO-SATELLITE WITH S-BAND FREQUENCY COMMUNICATION SUBSYSTEM)

Fitrenna Khaznasari¹, Joko Suryana

Sekolah Tinggi Elektro dan Informatika, Institut Teknologi Bandung

Jl. Ganesha 10 Bandung 40132, Jawa Barat

¹e-mail: fitrenna@gmail.com

Diterima: 5 Oktober 2017; Direvisi: 9 November 2017; Disetujui: 27 November 2017

ABSTRACT

This paper discusses about the design of the Earth observation ground model nano-satellite which communication subsystem works in S-BAND frequency. This ground model nano-satellite refers to GOLIAT satellite which has the size of 10 x 10 x 10 cm, weighs one kilogram, brings camera as its payload, and has a power emission of 1 watt. The ground model has a microstrip antenna with the size of 9,5 x 9,5 cm, works in frequency of 2,4 GHz, has the parameter of S_{11} -18,506 dB, the VSWR equals to 1,2695, and has gain of 6,42 dB. The ground model was made from Seeduino as an on-board computer, XBee module for communication, VC0706 camera, lithium ion battery, solar cell, and various sensors. The calculation of link budget at 300km distance for the ground model is Effective Isotropic Radiated Power (EIRP) equal to 36,42 dBm, receive power equals to -101,18 dBm, receive power and noise ratio ($\frac{P_r}{N}$) equal to 107 dBHz, and energy bit and noise ratio equal to 55,02 dB, while GOLIAT satellite has EIRP of 32,2 dBm, receive power of -82 dBm, receive power and noise ratio of 126,18 dBHz, and energy bit and noise ratio equal to 86,357 dB. Therefore, it could be concluded that the design and implementation of nano-satellite with S-band communication system has been successfully done, moreover, the performance is better than the satellite design used for comparison.

Keywords: *ground model nano-satellite, frequency 2,4 GHz, antenna, seeduino, XBee, link budget*

ABSTRAK

Makalah ini berisi desain dari *ground model* nano-satelit pengamat Bumi yang subsistem komunikasinya bekerja pada frekuensi *S-Band*. *Ground model* yang dibuat mengacu pada satelit GOLIAT yang memiliki ukuran sebesar 10 x 10 x 10 cm, berat satu kilogram, *payload* yang dibawa berupa kamera, dan daya yang dipancarkan sebesar 1 watt. *Ground model* satelit nano yang dibuat memiliki antena untuk transmisi berupa antena mikrostrip dengan ukuran 9,5 x 9,5 cm, frekuensi kerja 2,4 GHz, nilai parameter S_{11} sebesar -18,506 dB, VSWR sebesar 1,2695, dan *gain* sebesar 6,42 dB. *Ground model* yang dibuat menggunakan Seeedduino sebagai *on-board computer*, modul XBee untuk berkomunikasi, kamera VC0706, baterai lithium ion, *solar panel*, dan berbagai macam sensor. Perhitungan *link budget* pada jarak 300 km untuk *ground model* satelit nano yang dibuat yaitu *Effective Isotropic Radiated Power (EIRP)* yang dimilikinya sebesar 36,42 dBm, daya terima -101,18 dBm, *receive power* dan *noise ratio* ($\frac{P_R}{N}$) sebesar 107 dBHz, dan *energy bit* dan *noise ratio* sebesar 55,02 dB, sementara untuk satelit GOLIAT memiliki EIRP sebesar 32,2 dBm, daya terimanya sebesar -82 dBm, *receive power* dan *noise ratio* sebesar 126,18 dBHz, dan *energy bit* dan *noise ratio* sebesar 86,357 dB. Sehingga dapat disimpulkan bahwa desain dan implementasi *ground model* satelit nano dengan subsistem komunikasi *S-band* berhasil dilakukan, bahkan kinerjanya lebih baik dari satelit pembandingan.

Kata kunci: *ground model satelit nano, frekuensi 2,4 GHz, antena, seeedduino, XBee, link budget*

1 PENDAHULUAN

Satelit nano merupakan satelit yang berukuran 10 x 10 x 10 cm dengan berat kurang lebih satu kilogram. Saat ini sudah banyak negara-negara maju meluncurkan satelit nano yang digunakan untuk misi pengawasan kemaritiman, pengamatan permukaan bumi, hingga kemiliteran. Banyaknya penggunaan satelit nano ini karena satelit nano merupakan satelit yang kecil dengan harga yang murah serta mudah dalam mendesain dan mengaplikasikannya.

Frekuensi *S-Band* merupakan frekuensi yang bekerja antara 2–4 GHz. Saat ini sudah banyak satelit nano yang menggunakan frekuensi *S-Band* sebagai frekuensi kerjanya. Frekuensi *S-Band* dipilih karena dirasa cocok untuk digunakan di Indonesia mengingat Indonesia memiliki curah hujan yang cukup tinggi yang akan mempengaruhi kinerja satelit dengan frekuensi tinggi. Pembuatan *ground model* ini akan menggunakan frekuensi 2,4 GHz sebagai

frekuensi kerjanya karena *ground model* yang dibuat menggunakan modul XBee untuk komunikasi yang bekerja pada 2,4 GHz. Pembuatan *ground model* satelit nano pada frekuensi 2,4 GHz ini dilakukan sebagai referensi untuk penelitian dan pengembangan lebih lanjut dari satelit nano khususnya di Indonesia.

2 DASAR TEORI

2.1 Satelit Nano

Satelit nano merupakan satelit kecil yang berukuran sekitar 10 x 10 x 10 cm dengan massa satu kilogram. Satelit nano biasa digolongkan sebagai miniatur satelit yang membawa satu atau dua misi. Satelit nano berada pada orbit LEO dengan kecepatan sekitar 27.500 km/jam dan biasanya berkomunikasi pada frekuensi *S-Band*, VHF, atau UHF.

2.2 Antena

Antena merupakan sebuah alat yang digunakan untuk mengubah sinyal

listrik menjadi gelombang elektromagnetik kemudian dipancarkan ke ruang bebas, atau menangkap gelombang elektromagnetik dari ruangan bebas dan mengubahnya menjadi sinyal listrik. Ada beberapa komponen penting yang perlu diamati dalam pembuatan antena yaitu *return loss*, *Voltage Standing Wave Ratio* (VSWR), pola radiasi, *gain*, dan polarisasi.

2.2.1 Return loss

Return loss merupakan nilai dari parameter S_{11} . *Return loss* merupakan perbandingan dari daya yang terpantul dengan daya yang dikirimkan. *return loss* dapat dinyatakan dengan menggunakan rumus di bawah ini

$$\text{Return loss} = S_{11} = -20 \log|\Gamma| \quad (2-1)$$

2.2.2 Voltage Standing Wave Ratio (VSWR)

Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) merupakan perbandingan nilai antara amplitudo maksimal dengan nilai amplitudo minimal dan dapat dinyatakan dengan rumus berikut ini,

$$\text{VSWR} = \frac{1+|\Gamma|}{1-|\Gamma|} \quad (2-2)$$

2.2.3 Pola Radiasi

Pola radiasi merupakan sebuah penggambaran dari radiasi yang berhubungan dengan kekuatan gelombang radio yang dipancarkan oleh antena ataupun tingkat penerimaan sinyal yang diterima oleh antena pada sudut tertentu. Selain itu, pola radiasi dianggap sebagai perwakilan dari kekuatan medan relatif dari medan yang diradiasikan oleh antena.

2.2.4 Gain

Gain antena merupakan sebuah parameter yang mengukur efisiensi dan

daya pancar antena yang diukur dalam satuan desibel. *Gain* juga merupakan parameter untuk mengatur keterarahan dari sebuah antena. Antena yang memiliki *gain* yang rendah memiliki keterarahan yang sama pada semua arah, sementara antena yang memiliki *gain* yang tinggi memiliki keterarahan hanya pada satu arah tertentu. Perhitungan *gain* biasanya dilakukan dengan metode perbandingan [C. A. Balanis, 2005].

$$G = G_{ref} \frac{P_{max}}{P_{maxrelatif}} \quad (2-3)$$

2.2.5 Polarisasi

Polarisasi dari gelombang radiasi didefinisikan sebagai sifat gelombang elektromagnetik yang menyatakan arah yang bervariasi terhadap waktu dan magnitudo relatif dari vektor medan listrik. Polarisasi terdiri dari tiga jenis yakni polarisasi linier, polarisasi sirkular, dan polarisasi elips.

2.3 On-board Computer

Pada satelit dibutuhkan komputer yang berfungsi sebagai "otak" dari satelit tersebut. Komputer ini akan diprogram sedemikian rupa sehingga bisa menghubungkan antara satelit dengan stasiun bumi. Ada berbagai macam komputer yang bisa digunakan sebagai "otak" dari satelit. Komputer yang digunakan pada satelit nano harus memiliki performa yang sangat baik, bentuk yang kecil, dan daya yang rendah karena keterbatasan daya yang dimiliki satelit nano dan bentuk satelit nano yang sangat kecil.

2.4 Solar Panel dan Baterai

Solar panel merupakan pembangkit listrik yang mengubah cahaya menjadi energi listrik. *Solar panel* biasa disebut dengan sel *photovoltaic*. *Solar panel* biasa digunakan pada satelit nano untuk

mendapatkan daya yang akan digunakan pada satelit nano. *Solar panel* akan mengubah energi matahari yang didapatkan pada saat satelit menghadap ke arah matahari, kemudian energi yang diserap akan diubah menjadi energi listrik dan bisa digunakan untuk kebutuhan satelit nano.

Selain *solar panel*, satelit nano memiliki baterai untuk memenuhi kebutuhan daya agar satelit nano bisa tetap berfungsi. Baterai yang digunakan merupakan baterai yang bisa diisi dayanya sehingga dapat digunakan berkali-kali. Pada umumnya baterai yang digunakan memiliki kapasitas antara 2500-5000 mAh dan berbahan lithium.

2.5 Kamera

Kamera yang dibawa oleh satelit nano harus bisa mengambil gambar permukaan bumi dengan baik agar pengguna dapat mengetahui kondisi wilayah yang diamati. Kamera yang digunakan untuk pengamatan wilayah harus memiliki spesifikasi resolusi tinggi dan ukuran yang kecil agar dapat dimasukkan ke dalam bagian satelit nano.

2.6 Modul Komunikasi

Ground model satelit nano memerlukan modul komunikasi agar dapat mengirimkan data yang telah didapatkan oleh satelit nano. Modul komunikasi yang akan digunakan oleh *ground model* harus dapat berkomunikasi secara *wireless*. Daya yang dipancarkan oleh modul komunikasi harus bisa diterima oleh bagian penerima.

2.7 Sensor

Sensor merupakan komponen yang sangat penting pada satelit nano karena sensor ini digunakan untuk membantu mengawasi kondisi sekitar satelit nano pada saat di luar angkasa.

Adanya sensor membuat pengguna dapat mengamati posisi satelit nano pada saat di luar angkasa, suhu di sekitar satelit nano, cahaya yang mengarah ke satelit nano, hingga mendeteksi besarnya medan magnet yang ada pada lingkungan satelit nano.

2.8 Link Budget

Kalkulasi *link budget* dilakukan untuk mengetahui seberapa besar sinyal yang akan diterima oleh *receiver* setelah mengalami redaman.

Perhitungan *link budget* dilakukan dengan menghitung komponen EIRP, daya terima, *figure of merit*, *receive power to noise ratio*, dan *energy bit to noise ratio* [J. Suryana, 2014].

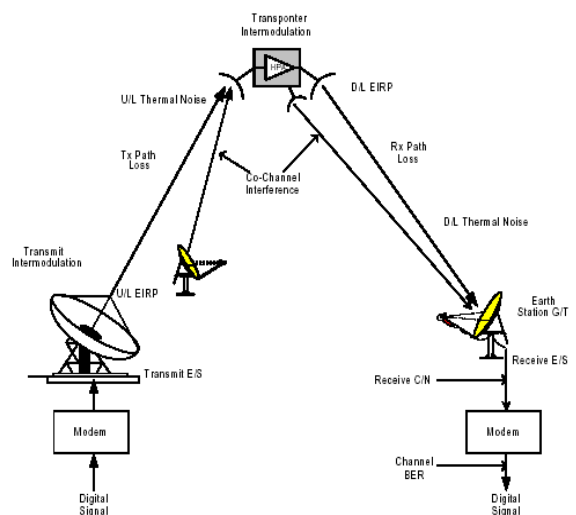
$$EIRP = P_S + G_T \tag{2-4}$$

$$P_R = EIRP + G_R - losses \tag{2-5}$$

$$\frac{G}{T} = G_R - 10 \log T_{sys} \tag{2-6}$$

$$\frac{P_R}{N} = EIRP + \frac{G}{T} - losses - 10 \log k \tag{2-7}$$

$$\frac{Eb}{No} = \frac{P_R}{N} - 10 \log bit \ rate \tag{2-8}$$

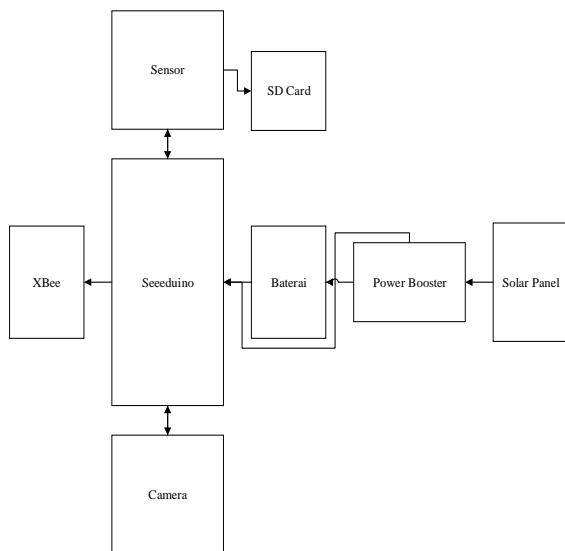


Gambar 2-1: *Link Budget* [J. Suryana, 2014]

3 PERANCANGAN GROUND MODEL

Pembuatan *ground model* dilakukan dengan mengintegrasikan seluruh

komponen yang diperlukan oleh *ground model*. Tahap pembuatan *ground model* yang dilakukan adalah menentukan misi nano satelit, menentukan spesifikasi *ground model*, menentukan komponen yang digunakan, membuat desain antena yang akan digunakan, mengimplementasikan antena yang telah didesain, menyusun komponen yang dibutuhkan *ground model*, dan mengintegrasikan seluruh komponen yang ada pada *ground model* nano satelit.



Gambar 3-1: Hubungan antar komponen pada *ground model*

Ground model satelit nano yang didesain terdiri dari *on-board computer*, sensor, kamera, baterai, solar panel, modul komunikasi, dan antena komunikasi. Seeduino merupakan mikrokontroler yang akan berfungsi sebagai *on-board computer*. Data suhu, cahaya, kecepatan, magnetik, dan posisi akan didapatkan dengan menggunakan sensor gabungan dari ArduSat. Kamera yang digunakan untuk mengambil gambar merupakan kamera VC0706. Daya yang digunakan untuk menyalakan *ground model satelit nano* berasal dari baterai lithium ion yang dapat diisi ulang dengan solar panel. Pengiriman data yang didapatkan oleh *ground model satelit*

nano menggunakan modul XBee pro seri 1, dan antena komunikasi didesain untuk menggantikan antena yang sudah ada pada modul XBee pro seri 1.

3.1 Spesifikasi Satelit Nano

Ground model satelit nano yang dibuat akan mengacu pada satelit GOLIAT. Spesifikasi satelit GOLIAT dapat diamati pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: SPESIFIKASI SATELIT GOLIAT

Komponen	Spesifikasi
Antena	Monopol dengan gain 2,2 dB
Daya Pancar	1 watt
Payload	Kamera dan Sensor
Ukuran	10 x 10 x 10 cm
Berat	1 kilogram
Bit rate	83 kbps
Modulasi	GFSK
Orbit	Low-earth Orbit
Frekuensi Kerja	2,4 GHz
Modul Komunikasi	MHX 2400

Data diatas merupakan data yang akan digunakan untuk acuan pembuatan *ground model* satelit nano.

3.2 Perancangan Antena Komunikasi

Antena yang dibuat merupakan antena mikrostrip *patch* persegi dengan susunan *array*. Pembuatan antena komunikasi ini dimulai dengan membuat antena satu elemen dengan bentuk *patch* persegi. Ukuran antena *patch* yang didesain didapatkan dengan menggunakan rumus dibawah ini [C. A. Balanis, 2005].

$$W = \frac{1}{2fr\sqrt{\epsilon_0\mu_0}} * \sqrt{\frac{2}{\epsilon_r + 1}} \tag{3-1}$$

$$L = \frac{c}{2fr\sqrt{\epsilon_{reff}}} - 2\Delta L \quad (3-2)$$

$$\Delta L = 0,412 h \frac{(\epsilon_{reff} + 0,3) \left(\frac{W}{h} + 0,264\right)}{(\epsilon_{reff} - 0,258) \left(\frac{W}{h} + 0,8\right)} \quad (3-3)$$

$$\epsilon_{reff} = \frac{\epsilon_r + 1}{2} + \frac{\epsilon_r - 1}{2} \left(\frac{1}{\sqrt{1 + \frac{12h}{W}}} \right) \quad (3-4)$$

$$Lf = \frac{\lambda g}{4} = \frac{c}{4fr\sqrt{\epsilon_r}} \quad (3-5)$$

$$Z_0 = \begin{cases} \frac{60}{\sqrt{\epsilon_{reff}}} \ln \left[\frac{8h}{Wf} + \frac{Wf}{4h} \right] & \text{untuk } \frac{Wf}{h} \leq 1 \\ \frac{120\pi}{\sqrt{\epsilon_{reff}}} \left[\frac{Wf}{h} + 1,393 + 0,667 \ln \left(\frac{Wf}{h} + 1,444 \right) \right] & \text{untuk } \frac{Wf}{h} > 1 \end{cases} \quad (3-6)$$

$$c = \frac{L}{2.72} \quad (3-7)$$

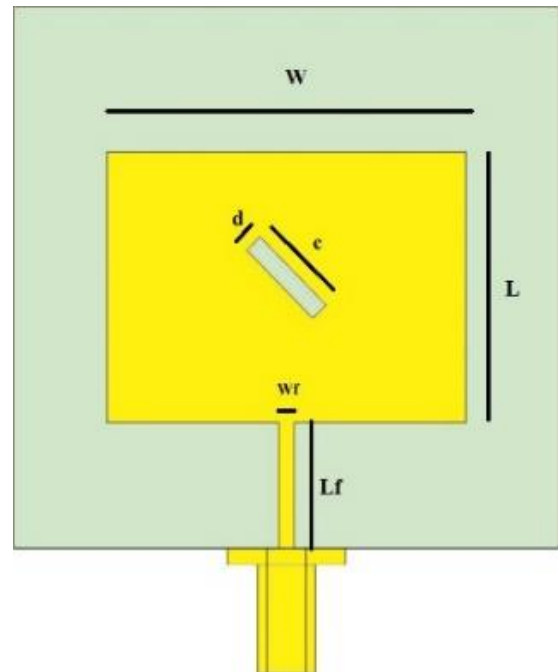
$$d = \frac{c}{10} \quad (3-8)$$

Nilai parameter pembuatan antenna satu elemen yang didapatkan dengan menggunakan rumus di atas dapat diamati pada kolom nilai awal. Nilai yang didapatkan dari hasil perhitungan masih belum memenuhi spesifikasi antenna yang diinginkan sehingga dilakukan proses pengoptimalan dari parameter yang telah didapatkan.

Proses pengoptimalan ini dilakukan dengan mengubah ukuran dari panjang *patch*, lebar *feedline*, dan ukuran dari *slotted line*. Hasil simulasi dari parameter hasil pengoptimalan yang pertama sudah jauh lebih baik akan tetapi masih belum memenuhi spesifikasi. Pengoptimalan kembali dilakukan untuk mendapatkan hasil yang lebih baik. Setelah disimulasikan, nilai dari parameter yang digunakan untuk proses pengoptimalan yang kedua sudah memenuhi spesifikasi, akan tetapi *gain* yang didapatkan masih belum memenuhi spesifikasi sehingga perlu dilakukan penyusunan secara *array* untuk memperbesar nilai *gain*.

Tabel 3-2: DESAIN ANTENA SATU ELEMEN

Parameter	Nilai Awal	Optimasi 1	Nilai Akhir
W	38,36 mm	38,36 mm	38,36 mm
ϵ_{reff}	4	4	4
ΔL	0,74 mm	0,74 mm	0,74 mm
L	29,7 mm	28,5 mm	28 mm
Lf	15,07 mm	15,07 mm	15,07 mm
Wf	3,135 mm	2 mm	1,7 mm
Panjang slotted line (c)	10,9 mm	10,4 mm	10,29 mm
Lebar slotted line (d)	1,09 mm	1,04 mm	1,029 mm



Gambar 3-2: Desain antenna satu elemen

Penyusunan antenna secara *array* dilakukan dengan menambah saluran transmisi untuk mencatu. Pencatuan dilakukan dari belakang agar tidak ada kabel yang keluar dari satelit nano yang dibuat. Selain itu ditambahkan lubang untuk kamera agar antenna dapat dipasang dibagian sisi satelit nano. Desain antenna *array* yang dibuat menggunakan parameter (Tabel 3-4)

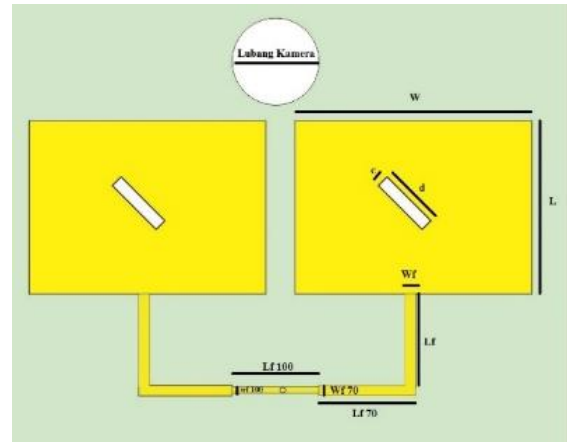
Tabel 3-3: HASIL SIMULASI ANTENA SATU ELEMEN

Parameter	Nilai Awal	Optimasi 1	Nilai Akhir
S11	-2,2667 dB	-8,14 dB	-15,73 dB
VSWR	7,7	2,28	1,39
Gain	-0,38 dB	2,464 dB	2,638 dB

Tabel 3-4: DESAIN MIKROSTRIP ARRAY ANTENA

Parameter	Nilai Awal	Nilai Akhir
Lebar <i>patch</i> (W)	38,36 mm	38,36 mm
Panjang <i>patch</i> (L)	28 mm	28 mm
Panjang saluran transmisi pertama	15,07 mm	15,07 mm
Lebar saluran transmisi pertama	1,7 mm	1,7 mm
Panjang <i>slotted line</i>	10,29 mm	10,29 mm
Lebar <i>slotted line</i>	1,029 mm	1,029 mm
Panjang saluran transmisi 70 ohm	15,07 mm	11,405 mm
Lebar saluran transmisi 70 ohm	1,64 mm	2,87 mm
Panjang saluran transmisi 100 ohm	14,1 mm	21,86 mm
Lebar saluran transmisi 100 ohm	0,72 mm	1 mm
Jarak antar <i>patch</i>	43 mm	43 mm

Nilai awal didapatkan dari antena *single element* yang dihubungkan oleh saluran pencatu. Nilai tersebut masih belum maksimal sehingga perlu dilakukan proses pengoptimalan agar hasil yang didapatkan jauh lebih baik lagi. Proses pengoptimalan dilakukan dengan mengubah nilai saluran catu yang digunakan. Hasil pengoptimalan tersebut dianggap sudah memenuhi spesifikasi sehingga dijadikan parameter akhir yang akan digunakan untuk pencetakan antena



Gambar 3-3: Desain antena array

Tabel 3-5: HASIL SIMULASI ANTENA ARRAY

Parameter	Nilai Awal	Nilai Akhir
S11	-12,63 dB	-19,037 dB
VSWR	1,609	1,2515
Gain	5,18 dB	4,616 dB

3.3 Perancangan On Board Computer

On board computer pada satelit sesungguhnya biasanya memiliki spesifikasi yang cukup tinggi seperti *cube computer* yang memiliki memori 256 KB, massa 70 gram, konsumsi daya 200 mW, dan ukurannya sebesar 90 x 96 x 10 mm. *Ground model* satelit nano yang didesain menggunakan Seeeduino sebagai otak yang akan mengatur seluruh aktivitas dari satelit nano tersebut. Seeeduino ini memiliki spesifikasi memori 32 KB, RAM 2KB, ukuran 6,86 x 5,34 cm, berat 26 gram, dan daya yang digunakan 100 mW. Seeeduino ini sudah cukup memenuhi kebutuhan *ground model* satelit nano yang didesain, hanya saja memorinya kecil sehingga modul tambahan yang digunakan tidak bisa terlalu banyak.

3.4 Perancangan Kamera

Kamera yang akan digunakan untuk *ground model* satelit nano ini merupakan kamera sederhana VC0706 dengan resolusi 0,3 Megapixel, ukuran 3,2 x 3,2 cm, dan berat 12 gram.

Kamera VC0706 terhubung dengan Seeeduino menggunakan pin TX dan RX yang berada pin nomor 2 dan 3, selain itu kamera VC0706 juga terhubung pada tegangan 5 volt dan *ground*. Kamera akan mengambil gambar yang langsung dikirimkan ke penerima. Data yang diterima oleh penerima dapat diakses dengan menjalankan *user interface* sederhana yang dibuat dengan kode sumber python.

3.5 Perancangan Baterai dan Solar Panel

Baterai yang digunakan untuk menyalakan *ground model* satelit nano ini merupakan baterai lithium ion yang terhubung dengan *power boost*. Baterai ini kemudian dihubungkan dengan *switch* yang akan mengatur aliran arus untuk menghidupkan *ground model* satelit nano ini. Baterai ini membutuhkan tegangan minimum 3,7 volt untuk proses pengisian ulang baterai sementara tegangan yang dikeluarkan baterai ini sebesar 4,2 volt dan minimum 3,7 volt.

Solar panel yang digunakan untuk mengisi ulang baterai lithium ion sebanyak enam buah yang dipasang di setiap sisinya sebanyak dua buah. *Solar panel* ini disusun secara paralel sehingga memiliki tegangan sebesar 6 volt dan arus sebesar 600mA.

3.6 Perancangan Modul Komunikasi

Modul komunikasi yang digunakan pada satelit GOLIAT merupakan modul MHX 2400 yang memancarkan daya sebesar 1 watt dengan frekuensi kerja 2,4 GHz dan modulasi yang digunakan yaitu *Gaussian Frequency Shift Keying* (GFSK).

Modul komunikasi yang digunakan untuk berkomunikasi antara *ground model* satelit nano dengan pengguna di bagian penerima (stasiun bumi) adalah modul XBee. Modul komunikasi yang

digunakan untuk menghubungkan antara *ground model* satelit nano dengan pengguna sebagai *ground station* adalah modul XBee pro seri 1. Modul XBee yang digunakan bekerja pada frekuensi 2,4 GHz dengan menggunakan antena monopol dengan *gain* sebesar 1,5 dB, modulasi yang digunakan yaitu O-QPSK, daya pancar 18 dBm, beratnya 4 gram, dan daya yang digunakan 495 mW. Modul komunikasi ini dapat menghubungkan *ground model* nano dengan pengguna hingga jarak 60 meter untuk penggunaan di dalam ruangan dan 750 meter di ruangan terbuka [D. I. Inc, 2009].

3.7 Perancangan Sensor

Sensor yang digunakan untuk pembuatan *ground model* satelit nano ini merupakan sensor yang berasal dari arduSat. Sensor ini merupakan sensor gabungan dari sensor suhu, sensor cahaya, *gyro*, kecepatan, dan magnet. Sensor yang digunakan memiliki berat sebesar 10 gram dan daya yang digunakan sebesar 100 mW.

4 IMPLEMENTASI GROUND MODEL

4.1 Antena

Desain antena yang telah dibuat dengan menggunakan aplikasi *Computer Simulation Technology Microwave Studio* dicetak pada bahan FR-4 *epoxy* sebagai substrat dan *cooper* untuk bagian *patch*. Bagian *patch* dilapisi kembali dengan perak agar tembaga tidak mudah terkena korosi. Antena yang dibuat memiliki ukuran 9,5 x 9,5 cm dan berat 34 gram.

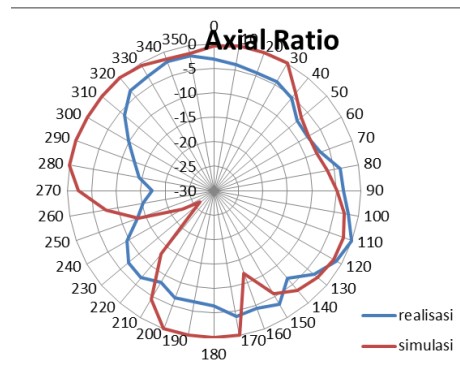
Antena yang telah dicetak kemudian diukur nilai parameter S_{11} dan VSWR nya dengan menggunakan *Vector Network Analyzer* (VNA). Nilai parameter S_{11} yang didapatkan sebesar -18,506 dB sementara pada simulasi yang telah dilakukan nilai parameter S_{11} yang didapatkan sebesar -19,037 dB. Begitu juga dengan nilai VSWR dari

antena mikrostrip yang telah dicetak sebesar 1,2695, sementara hasil simulasi didapatkan nilai VSWR sebesar 1,2515. Pengukuran pola radiasi dilakukan dengan menggunakan nilai medan jauh sebesar 28,8 cm, akan tetapi jarak yang digunakan untuk pengukuran sebesar 1 meter karena jarak 28,8 cm terlalu kecil. Hasil pengukuran pola radiasi yang didapatkan (Gambar 4-2)



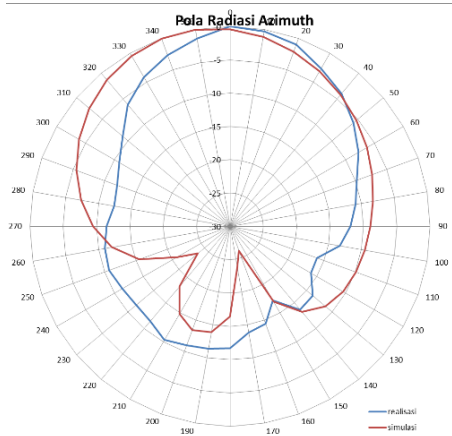
Gambar 4-1: Antena mikrostrip yang dicetak

Pola *axial ratio* yang didapatkan linier di beberapa sudut, dan elips di sudut lainnya.

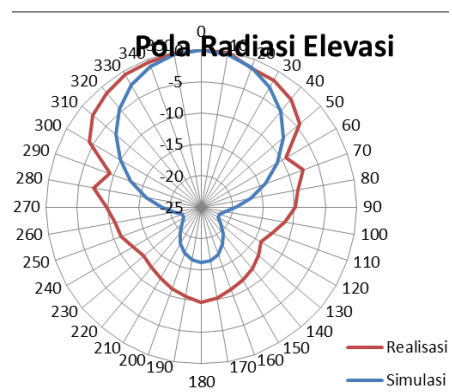


Gambar 4-4: Axial ratio antena mikrostrip

Melalui pengukuran yang telah dilakukan daya pancar maksimum dari antena mikrostrip yang telah dibuat sebesar -45,91 dBW dan daya pancar maksimum dari antena monopol sebesar -50,13 dBW. Nilai *gain* yang didapatkan dengan rumus (2,3) sebesar 6,42 dB.



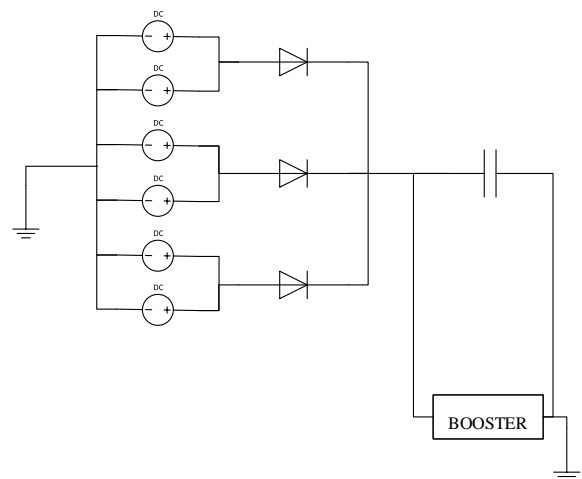
Gambar 4-2: Pola radiasi azimuth



Gambar 4-3: Pola radiasi elevasi

4.2 Solar Panel dan Baterai

Solar panel yang digunakan untuk mengisi ulang *ground model* sebanyak enam buah yang disusun secara paralel. Pengujian *solar panel* dilakukan dengan mengukur tegangan di kapasitor pada saat *solar panel* disinari oleh cahaya matahari. Tegangan yang didapatkan pada saat *solar panel* disinari cahaya matahari adalah 4,56 volt.



Gambar 4-5: Rangkaian solar panel

4.3 Analisis Ukuran dan Massa

Ground model satelit nano yang diimplementasikan sudah sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan. Satelit nano yang didesain memiliki ukuran 10,5 x 11 x 11 cm. Selain ukuran, massa dari *ground model* satelit nano ini juga perlu diperhatikan. *Ground model* satelit nano yang telah didesain memiliki berat sebesar 513 gram dan nilai tersebut telah memenuhi spesifikasi dimana massa yang diharapkan tidak lebih dari satu kilogram.

Tabel 4-1: MASSA *GROUND MODEL* NANO SATELIT

Komponen	Massa
Seeeduino	26 gram
XBee	4 gram
Kamera	12 gram
Power Boost	6 gram
Solar Panel	126 gram
Baterai	95 gram
SD card	4 gram
Case	206 gram
Antena	34 gram
Total Massa	513 gram

Selain ukuran dan massa. Daya yang digunakan oleh satelit nano juga sangat penting karena konsumsi daya bergantung pada baterai sebagai penyuplai daya.

Tabel 4-2: DAYA *GROUND MODEL* NANO SATELIT

Komponen	Konsumsi Daya
XBee	495 mW [3]
Kamera	90 mW
Seeeduino	100 mW
Sensor	100 mW
Total Konsumsi Daya	785

4.4 Link Budget

Perhitungan *link budget* dilakukan dengan tiga skenario. Skenario pertama yaitu membandingkan satelit nano

dengan menggunakan antena mikrostrip yang telah didesain dengan antena monopol bawaan modul XBee pada jarak 1 meter. Hasil yang didapatkan dari perhitungan tersebut dapat diamati pada Tabel 4-3.

Tabel 4-3: DESAIN *LINK BUDGET* PADA JARAK 1 METER

Parameter	Mikrostrip	Monopol
Gain nano satelit	6,42 dB	1,5 dB
Daya pancar	18 dBm	18 dBm
EIRP	24,42 dBm	19,5 dBm
Redaman lintasan	40,05 dB	40,05 dB
Redaman konektor	0,03 dB	0,03 dB
Daya terima	1,34 dBm	-19,08 dBm

Skenario kedua dilakukan dengan cara mengasumsikan apabila satelit nano ini berada di luar angkasa dengan menggunakan referensi dari satelit GOLIAT dan antena yang digunakan adalah mikrostrip yang telah didesain. Ketinggian yang digunakan sebesar 300 kilometer karena jarak ini merupakan jarak yang umum digunakan untuk ketinggian satelit nano 1u. Besar daya yang dipancarkan oleh satelit nano ini sebesar 1 watt atau 30 dBm dan antena yang digunakan yaitu antena mikrostrip yang telah didesain.

Tabel 4-4: PERHITUNGAN *LINK BUDGET* PADA JARAK 300 KILOMETER

Parameter	Ground model	Satelit GOLIAT	Satuan
Gain Antena Satelit Nano	6,42	2,2	dB
Gain Antena Ground Station	17	35,4	dB
Daya pancar	30	30	dBm
EIRP	36,42	32,2	dBm
Redaman Lintasan polarisasi	149,6	149,6	dB
Redaman polarisasi	3	3	dB

Absorpsi atmosfer	1	1	dB
Redaman antena misalign.	1	1	dB
Daya terima	-101,18	-82	dBm
Temperatur sistem	110,11	110,11	K
Figure of merit	-3,418	14,98	dBK ⁻¹
Konstanta Boltzmann	-228,6	-228,6	dB/K/Hz
Receive power and noise ratio	107	126,18	dBHz
Data rate	250000	9600	Bps
Energy bit and noise ratio	53,02	86,357	dB

Figure of merit	-3,418	dBK ⁻¹
Konstanta Boltzmann	-228,6	dB/K/Hz
Receive power and noise ratio	107,76	dBHz
Data rate	250000	Bps
Energy bit and noise ratio	53,78	dB

Skenario ketiga dibuat dengan memperhitungkan *link budget* satelit nano yang didesain pada frekuensi 2,2 GHz.

Tabel 4-5: GROUND MODEL PADA 2,2 GHz

Parameter	Ground model	Satuan
Gain Antena Satelit Nano	6,42	dB
Gain Antena Ground Station	17	dB
Daya pancar EIRP	30	dBm
Redaman Lintasan	36,42	dBm
Redaman polarisasi	148,84	dB
Absorpsi atmosfer	3	dB
Redaman antena misalignment	1	dB
Daya terima	-100,42	dBm
Temperatur sistem	110,11	K

5 KESIMPULAN

- *Ground model* yang didesain sudah sesuai dengan satelit acuan yaitu memiliki ukuran 10,5 x 11 x 11 cm, berat sebesar 0,513 kilogram, menggunakan baterai lithium ion, membawa *payload* berupa kamera, menggunakan sensor suhu, cahaya, kecepatan, magnet, dan posisi untuk membantu kinerja satelit, berkomunikasi dengan modul XBee dengan penerima, dan menggunakan Sceduino sebagai *on-board computer*.
- Antena yang didesain untuk *ground model satelit nano* hasil realisasi telah memenuhi spesifikasi yang diinginkan yakni mempunyai *return loss* -18,506 dB, VSWR 1,2695, *gain* sebesar 6,42 dB.
- Desain *link buget* dari *ground model satelit nano* yang dibuat jauh lebih baik jika dibandingkan dengan antena monopol. Jika dibandingkan dengan GOLIAT satelit, *ground model* yang dibuat tidak jauh berbeda dan memiliki nilai yang cukup baik.

6 REFERENSI

- Adafruit, "Lithium Ion Battery Pack - 3.7V 4400mAh," Adafruit, [Online]. Available: <https://www.adafruit.com/product/354>. [Accessed 30 May 2016].
- Adafruit, "PowerBoost 1000 Charger-Rechargeable 5V Lipo USB Boost @ 1A - 1000C," Adafruit, [Online]. Available: <https://www.adafruit.com/product/2465>. [Accessed 30 May 2016].
- Adafruit, "XBee Pro Module - Series 1 - 60mW with Wire Antenna - XBP24-AWI-001," Adafruit, [Online]. Available: <https://www.adafruit.com/product/2465>.

- www.adafruit.com/product/964.
[Accessed 30 May 2016].
- Amphenol, "SMA Specification," Amphenol, Canada.
- C. A. Balanis, 2005. *Antenna Theory - Analysis and Design*, Canada: Wiley.
- C. Jorge, 2012. "Protocol of Communications for VORSAT Satellite," Universidade do Porto, Porto.
- D. I. Inc, 2009. "Digi," 23 September [Online]. Available: <http://www.digi.com>. [Accessed 12 April 2016].
- H. Judawisastra, *Catatan Kuliah Antena & Propagais Gelombang*, Bandung: Penerbit ITB.
- J. D. C. a. R. J. Marhefka, 2002. *Antennas for Applications*, 3rd Edition, New York: McGraw-Hill.
- J. Suryana, 2014. "Slide Kuliah Sistem Komunikasi Satelit," ITB, Bandung.
- P. D. P. V. D. Octvian Cristea, 2009. "S-Band Ground Station Prototype for Low-earth Orbit Nanosatellite Mission.

PREDIKSI KEKUATAN STRUKTUR ALAT UJI GETARAN ENGINE LSU SERIES MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA (STRENGTH PREDICTION OF THE ENGINE VIBRATION TEST STAND OF LSU SERIES USING FINITE ELEMENT METHOD)

Fajar Ari Wandono¹, Agus Harno Nurdin Syah

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

¹e-mail: fajarariwandono@yahoo.com

Diterima 30 Oktober 2017.; Direvisi 30 November 2017; Disetujui 6 Desember 2017

ABSTRACT

In order to know about vibration characteristics of a combination between engine and propeller used in LAPAN Surveillance UAV (LSU) series, it needs a test apparatus called the engine vibration test stand. The engine vibration test stand structure must be strong and stiff to get good result in engine vibration test. In the initial phase, the engine vibration test stand was made of 1 meter length of ASTM A36 material with H shape and the lower part of it was bolted to the reinforced floor. By using a finite element method software and inputting some parameters from engine DA-170 and mechanical properties of ASTM A36, the engine vibration test stand had safety factor of 26,24. Furthermore, the top five natural frequencies were 61,94 Hz, 77,18 Hz, 93,79 Hz, 212,23 Hz and 286,24 Hz.

Keywords: *vibration characteristics, engine vibration test stand, ASTM A36 material, DA-170 engine, finite element method, safety factor, natural frequencies*

ABSTRAK

Untuk mengetahui karakteristik getaran dari kombinasi *engine* dan *propeller* yang digunakan pada LAPAN *Surveillance UAV (LSU) series* maka diperlukan sebuah alat uji yang disebut alat uji getaran *engine (AUGE)*. Struktur AUGE harus dibuat kuat dan kaku untuk mendapatkan hasil uji getaran *engine* yang baik. Sebagai langkah awal telah dibuat sebuah AUGE yang terbuat dari material ASTM A36 yang berbentuk H setinggi 1 meter dengan bagian bawahnya dibaut ke sebuah lantai yang sudah diperkuat. Dengan menggunakan *software* metode elemen hingga dan memasukkan parameter *engine DA-170* serta sifat mekanik ASTM A36 didapatkan bahwa struktur AUGE tersebut memiliki nilai faktor keamanan sebesar 26,24. Adapun lima nilai pertama frekuensi pribadi dari struktur tersebut adalah 61,94 Hz, 77,18 Hz, 93,79 Hz, 212,23 Hz dan 286,24 Hz.

Kata kunci: karakteristik getaran, alat uji getaran *engine*, material ASTM A36, *engine DA-170*, metode elemen hingga, faktor keamanan, frekuensi pribadi

1 PENDAHULUAN

Industri penerbangan telah banyak menghasilkan *unmanned aerial vehicle (UAV)* dan menjaga kerahasiaan banyak data mengenai sistem propulsi (Brezina & Thomas, 2012). Salah satu data yang sulit didapatkan berkaitan dengan sistem propulsi adalah data tentang getaran yang dihasilkan dari kombinasi *engine* dan *propeller* yang digunakan. Getaran tersebut akan mempengaruhi struktur UAV dan *payload* yang dapat berdampak pada misi yang sedang dijalankan. Kasus yang biasa terjadi akibat kurangnya informasi mengenai getaran yang berasal dari kombinasi *engine* dan *propeller* adalah ketika melakukan foto udara yang mendapatkan hasil foto yang kurang fokus.

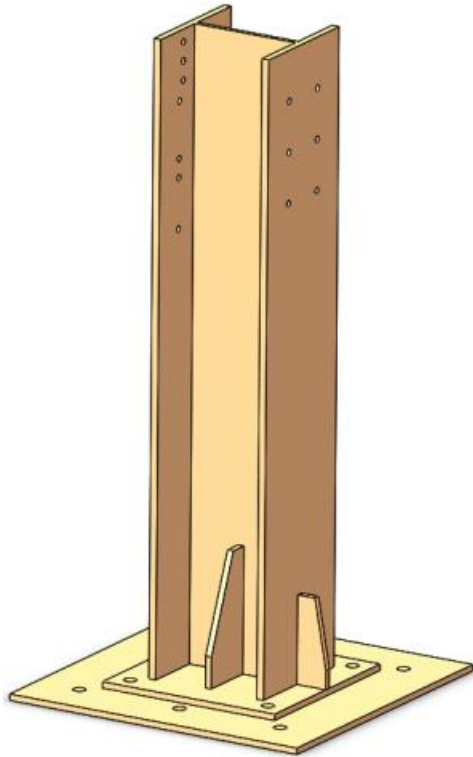
Alat uji getaran *engine (AUGE)* adalah sebuah sarana penunjang untuk mengetahui karakteristik getaran dari kombinasi *engine* dan *propeller* yang akan digunakan pada *LSU series* yang dikembangkan oleh Pustekbang LAPAN. Sejauh ini, Pustekbang LAPAN sudah mengembangkan lima buah *LSU series* yaitu: LSU-01, LSU-02, LSU-03, LSU-04 dan LSU-05.

AUGE harus memiliki struktur yang kuat ketika menerima beban dari kombinasi *engine* dan *propeller* yang sedang bekerja untuk mencegah kecelakaan saat pengujian. Selain itu, untuk mendapatkan hasil karakteristik

getaran *engine* dan *propeller* yang baik maka struktur AUGE harus didesain kaku agar tidak menimbulkan resonansi ketika pengujian. Dapat dikatakan bahwa struktur AUGE harus dibuat kuat dan kaku untuk mendapatkan hasil uji yang baik.

Struktur utama AUGE ini berupa *H-beam* sepanjang 1 meter yang dipasang di atas lantai yang sudah diperkuat. AUGE ini akan digunakan untuk pengujian *engine LSU series* seperti *engine LSU-02, LSU-03, LSU-4 dan LSU-05*. Pada proses pengujian, *engine* akan dibaut pada batang *beam* yang terlebih dahulu sudah dilubangi. Karena akan digunakan untuk pengujian beberapa *engine LSU series*, maka terdapat beberapa lubang yang mewakili kedudukan baut dari *engine LSU series*.

LSU-05 adalah varian *LSU series* yang terbesar yang pernah dibuat Pustekbang LAPAN. Spesifikasi LSU-05 sesuai *Design Requirements and Objectives (DR&O)* adalah *Maximum Take-off Weight (MTOW)* sebesar 75 kg dengan panjang bentang sayap 5,5 meter. Sedangkan panjang dan tinggi LSU-05 berturut-turut adalah 3,9 meter dan 1,1 meter. (Wandono, 2015) Karena merupakan varian *LSU series* terbesar, maka kombinasi *engine* dan *propeller LSU-05* dijadikan sebagai dasar dalam mendesain AUGE.



Gambar 1-1: Gambar AUGE

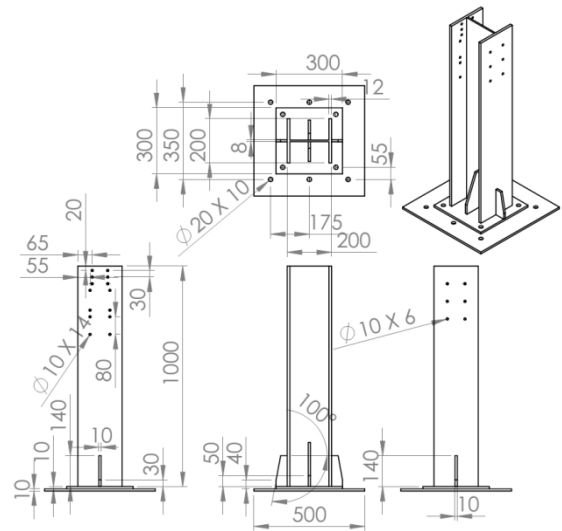
Karakteristik getaran dari kombinasi *engine* dan *propeller* yang diperoleh dari hasil pengujian akan digunakan sebagai acuan untuk menguji struktur LSU series dan *payload*. Untuk pengujian *payload*, selanjutnya dilakukan upaya penelitian untuk meredam tingkat getaran dengan melakukan perhitungan dan pemilihan jenis peredam yang cocok digunakan untuk mengatasi masalah getaran yang terjadi. (Mujtahid, 2015)

Tujuan dari tulisan ini adalah untuk mengetahui kekuatan struktur AUGE akibat pembebanan statik dari kombinasi *engine* dan *propeller* pada LSU-05 serta nilai frekuensi alami dari struktur AUGE tersebut.

2 TINJAUAN PUSTAKA

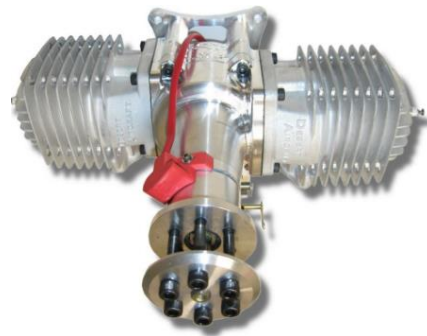
Berikut adalah gambar teknik dari struktur AUGE yang sudah dibuat oleh Pustekbang LAPAN.

Untuk mengetahui kekuatan dan kekakuan dari struktur AUGE, maka diperlukan beberapa parameter dari *engine*, *propeller*, dan material yang digunakan untuk membuat struktur AUGE.



Gambar 2-1: Gambar teknik AUGE (mm)

Berikut adalah spesifikasi dari *engine* yang digunakan pada LSU-05 yang merupakan *engine* DA-170.



Gambar 2-2: Engine DA-170 (Desert Aircraft, 2016)

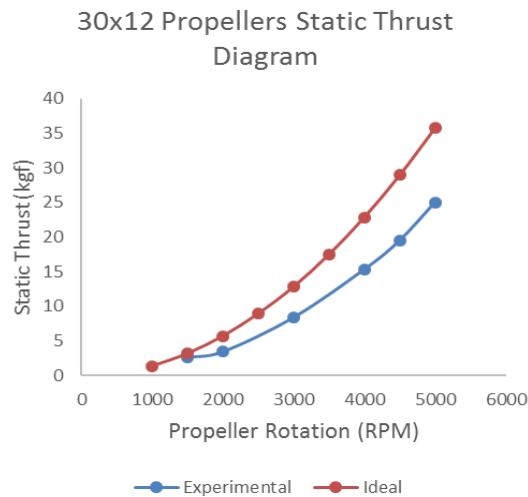
Tabel 2-1: SPESIFIKASI ENGINE DA-170 (Desert Aircraft, 2016)

<i>Displacement</i>	171,8 cc
<i>Mass</i>	3,56 kg
<i>Bore</i>	52 mm
<i>Stroke</i>	40,49 mm
<i>Length</i>	195 mm
<i>RPM Range</i>	1100 to 6500
<i>RPM Max</i>	9200
<i>Fuel Consumption</i>	4 oz/min @6000 RPM
<i>Warranty</i>	3 Years
<i>Bolt Circle</i>	34 mm
<i>Prop Bolt</i>	6 mm

Dari Tabel 2-1, parameter *engine* DA-170 yang digunakan adalah massa *engine* yaitu sebesar 3,56 kg.

Untuk parameter berupa gaya dorong, data tersebut didapatkan dari

hasil pengujian *engine* DA-170 dengan menggunakan *propeller* 30x12 (massa *propeller* 0,44 kg) yang telah dilakukan oleh Laboratorium Propulsi, Pustekbang. Berikut adalah hasil yang didapatkan.



Gambar 2-3: Diagram Static Thrust vs RPM (Soemaryanto, et al., 2014)

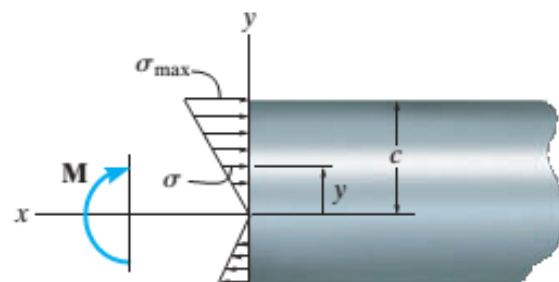
Dari Gambar 2-3 dapat diketahui bahwa hasil pengujian *engine* DA-170 menggunakan *propeller* 30x12 menghasilkan nilai *static thrust* sebesar kurang lebih 25 kgf pada 5000 rpm. Hasil tersebut masih lebih kecil dibandingkan dengan nilai ideal yaitu kurang lebih 35 kgf pada rpm yang sama. Jadi, untuk parameter gaya dorong dipilih nilai terbesar yaitu 35 kgf.

Parameter lain yang digunakan adalah nilai sifat mekanik material yang digunakan. Material yang digunakan untuk membuat struktur AUGÉ adalah material ASTM A36. Berikut adalah tabel dari sifat mekanik material tersebut.

Tabel 2-2: TABEL SIFAT MATERIAL ASTM A36 (Musa, et al., 2016)

No	Temperature (K)	Specific heat (J/kg.K)	Conductivity (W/m.K)	Yield stress (MPa)	Thermal Expansion Coeff. (10 ⁻⁶ /K)	Young's Modulus (GPa)
1	273	480	60	380	1.1	210
2	373	500	50	340	1.15	200
3	473	520	45	315	1.2	200
4	673	650	38	230	1.3	170
5	873	750	30	110	1.42	80
6	1073	1000	25	30	1.45	35
7	1273	1200	26	25	1.45	20
8	1473	1400	28	20	1.45	15
9	1673	1600	37	18	1.45	10
10	1823	1700	37	15	1.45	10

Ketika sebuah struktur *beam* terkena beban tegak lurus dari luar, maka akan terjadi gaya geser internal (*internal shear force*) dan momen lentur internal (*internal bending moment*) yang nilainya dapat bervariasi sepanjang sumbu struktur *beam* tersebut. Nilai-nilai tersebut kemudian diplot ke dalam diagram gaya geser dan diagram momen lentur yang dijadikan masukan untuk perhitungan tegangan lentur (*bending stress*). Berikut adalah hubungan formula yang digunakan untuk menghitung tegangan lentur.



Gambar 2-4: Variasi tegangan lentur (Hibbeler, 2011)

$$\sigma_{max} = \frac{Mc}{I} \tag{2-1}$$

Disini σ_{max} adalah tegangan lentur maksimum yang terjadi pada titik terjauh dari sumbu netral (MPa). M adalah resultan dari momen lentur dalam (Nmm). c adalah jarak tegak lurus dari sumbu netral ke titik maksimal dari sumbu netral (mm). sedangkan I adalah momen inersia penampang (mm⁴).

Untuk mengetahui kegagalan yang terjadi pada sebuah struktur, maka digunakan nilai tegangan Von Mises. Adapun formula tegangan Von Mises dapat dilihat pada persamaan berikut.

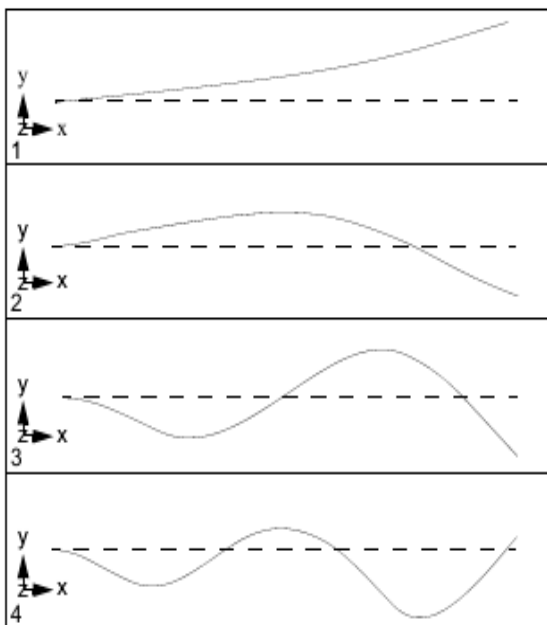
$$\sigma' = \sqrt{\frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}{2}} \tag{2-2}$$

Disini σ' adalah tegangan Von Mises (MPa) sedangkan $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ adalah tegangan prinsipal arah 1, 2 dan 3 (MPa).

Dengan menggunakan formula di atas, kegagalan akan terjadi ketika $\sigma' > \sigma$

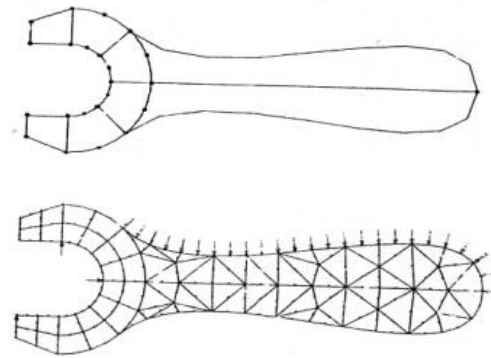
tegangan luluh material yang digunakan. (Purnomo & Satrijo, 2011)

Frekuensi pribadi struktur adalah frekuensi dimana struktur secara alami cenderung untuk bergetar jika struktur terkena gangguan. Contohnya, senar piano yang dimainkan akan bergetar pada frekuensi khusus. Bentuk defleksi struktur pada frekuensi pribadi khusus getaran dinamakan sebagai modus normal getaran. Beberapa istilah lain digunakan untuk menjelaskan modus normal adalah bentuk modus (*mode shape*). (Satrijo, et al., 2005)



Gambar 2-5: Empat nilai pertama bentuk modus dari *beam* kantilever (Abdurohman, et al., 2015)

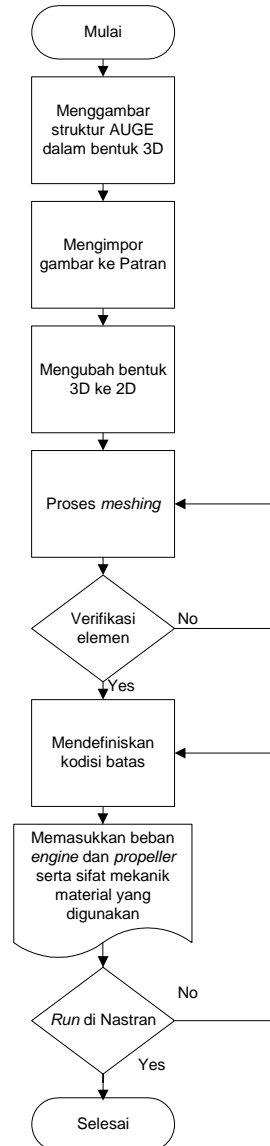
Pengerjaan kasus-kasus di atas pada struktur AUGÉ akan menggunakan *software* metode elemen hingga (*finite element method*). Secara garis besar metode elemen hingga adalah suatu cara untuk menyelesaikan mekanika kontinum (*continuum mechanics*) dengan cara melakukan diskritisasi. Seperti yang terlihat pada Gambar 2-6 yang menunjukkan bagaimana suatu struktur kontinum dibagi menjadi sejumlah elemen berhingga yang masing-masing elemen terhubung melalui titik-titik nodal. (Hidayat, et al., 2015) (Kuntjoro, 2011)



(A) Actual Problem (b) FE Model
 Gambar 2-6: Diskritisasi (*meshing*) struktur (Hidayat, et al., 2015) (Kuntjoro, 2011)

3 METODOLOGI

Berikut adalah gambar dari diagram alir yang digunakan pada tulisan ini.

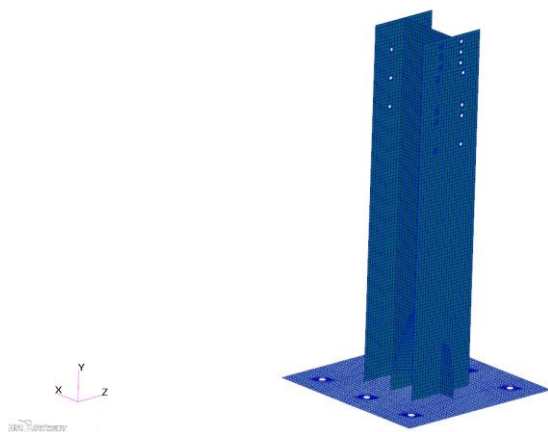


Gambar 3-1: Diagram alir penelitian

Tulisan ini dimulai dengan menggambar struktur AUGE berbentuk 3D dengan menggunakan *software* Solidworks yang merupakan *software* *Computer Aided Design* (CAD). Kemudian format gambar yang dihasilkan pada Solidworks diubah sehingga dapat dikenali oleh *software* Patran. Format gambar yang digunakan pada tulisan kali ini adalah format parasolid.

Di Patran, gambar struktur AUGE diubah menjadi elemen-elemen sederhana dengan menggunakan proses *meshing*. Elemen yang digunakan pada model struktur AUGE adalah elemen Quad4 dan Tria3. Untuk hasil yang lebih baik, penggunaan elemen Quad harus diperbanyak dibandingkan elemen Tria, karena Tria bersifat lebih kaku dibandingkan dengan elemen Quad. Penggunaan elemen Tria yang berlebih mengakibatkan model struktur menjadi lebih kaku. Elemen Tria dapat digunakan ketika menemukan bentuk geometri yang sulit, area transisi atau pada area dimana hasil yang nanti didapatkan tidak terlalu dipertimbangkan.

Selain itu, elemen lain yang digunakan adalah RBE3. RBE3 adalah elemen satu dimensi yang digunakan untuk mentransfer gaya, (Nastran, 2008) pada kasus ini berarti mentransferkan gaya dari *engine* ke dudukan *engine*.



Gambar 3-2: Struktur test stand setelah di-meshing

Proses *meshing* dilakukan pada *software* Patran dengan menghasilkan

elemen Quad4 sejumlah 11287 dan Tria3 sejumlah 1. Elemen-elemen tersebut kemudian diverifikasi untuk mengetahui kualitas dari elemen yang dihasilkan. Adapun verifikasi elemen yang dilakukan antara lain: verifikasi batas, *duplicate*, normal, *aspect ratio*, *warp*, *skew* dan *taper*.

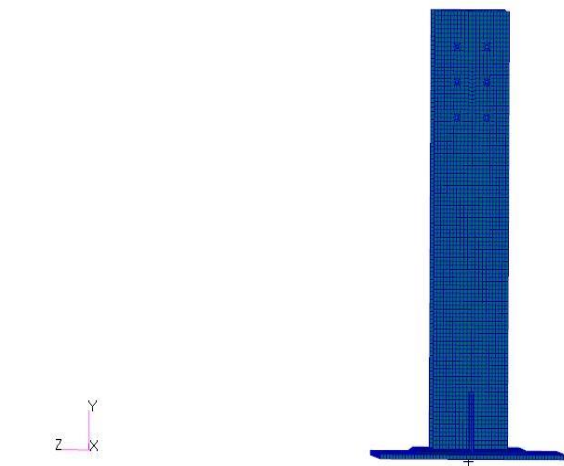
Test	Total Failed	Worst Case	All Element
Aspect	0	Max=0.8028618	10137
Warp	0	Max=3.778001E-008	18789
Skew	0	Min=0.433055	2182
Taper	0	Max=4.4631842	18727
Normal Offset	0	Min=0	0

Gambar 3-3: Verifikasi elemen Quad

Test	Number Failed	Worst Case	All Element
Aspect	0	Max=1.0224669	18834
Skew	0	Min=0.443029	18834
Normal Offset	0	Min=0	0
Tangent Offset	0	Min=0	0
Jacobian Ratio	0	Min=1	18834

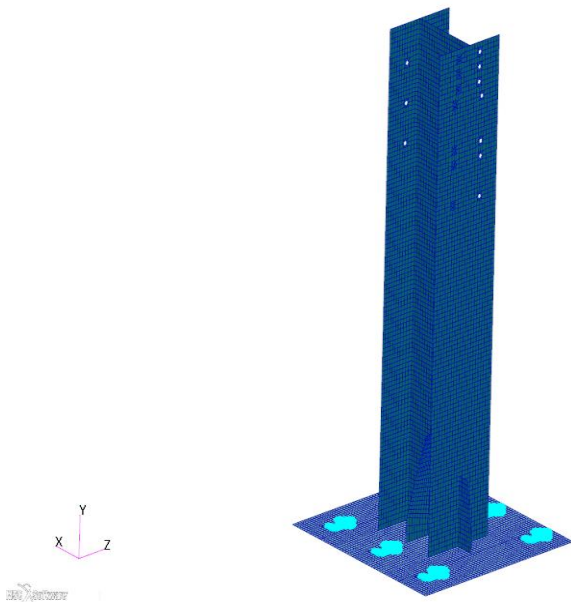
Gambar 3-4: Verifikasi elemen Tria

Gambar 3-3 dan 3-4 di atas adalah gambar box verifikasi elemen pada Patran. Verifikasi didasari pada parameter batasan standar Patran seperti *aspect ratio*, *warp*, *skew*, *taper* dll dengan parameter elemen yang dihasilkan. Dari gambar di atas dapat dilihat bahwa semua elemen yang dihasilkan tidak ada satupun parameter yang melebihi batasan standar, hal ini berarti elemen yang dihasilkan sudah cukup baik.



Gambar 3-5. Verifikasi bentuk

Gambar 3-5 adalah verifikasi bentuk yang menampilkan bentuk 3D dari hasil proses *meshing* 2D. Biasanya verifikasi ini digunakan jika model menggunakan bentuk elemen 1D dan 2D. Verifikasi ini bertujuan untuk meyakinkan elemen 2D yang dibuat sesuai dengan gambar desain 3D. Untuk kasus ini yang menjadi perhatian adalah dua buah plat yang berbeda dimensi pada dasar AUGE yang harus diverifikasi, apakah sudah sesuai seperti gambar desain 3D atau belum. Dari gambar di atas dapat diketahui bahwa bentuk elemen hasil proses *meshing* sudah sesuai dengan gambar desain.



Gambar 3-6: Kondisi batas

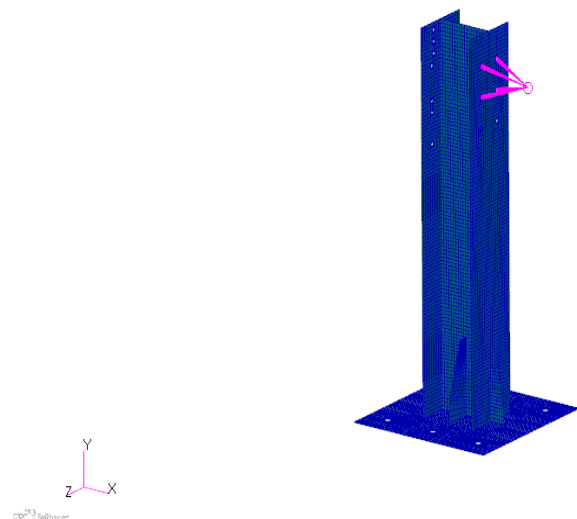
Proses berikutnya adalah dengan memasukkan kondisi batas yang sesuai dengan kondisi pemasangan AUGE terhadap rantai. Pada kenyataannya pemasangan AUGE terhadap rantai menggunakan enam buah baut agar struktur AUGE tidak bergerak jika diberi beban. Oleh karena itu, kondisi batas yang digunakan adalah dengan menggunakan jenis *pinned*, yaitu dengan tidak boleh bertranslasinya nodal-nodal ke arah x, y dan z. Tetapi, jenis *pinned* ini membolehkan nodal-nodal tersebut berotasi terhadap sumbu x, y dan z.

Tabel 3-1: TABEL *BOUNDARY CONDITION* (Nguyen, 2010)

	T _x	T _y	T _z	R _x	R _y	R _z
Fixed	x	x	x	x	x	x
Pinned	x	x	x			
No Rotation				x	x	x
X symmetry	x				x	x
Y symmetry		x		x		x
Z symmetry			x	x	x	
X antisymmetric			x	x	x	
Y antisymmetric	x		x		x	
Z antisymmetric	x	x				x

Penggunaan jenis *pinned* lebih representatif dengan kondisi pemasangan jika dibandingkan dengan penggunaan jenis *fixed* yang tidak memperbolehkan adanya translasi dan rotasi pada nodal-nodal tersebut. Penggunaan *fixed* lebih cocok untuk jenis batang kantilever dibandingkan dengan kasus AUGE di atas.

Untuk pembebanan, struktur AUGE dikenakan beban statik berupa gaya dorong serta berat *engine* dan *propeller*. Beban statik tersebut diberikan dari sebuah titik tertentu di luar struktur yang diasumsikan merupakan *center of gravity* dari *engine*. Adapun nilai gaya dorong yang diberikan adalah sebesar -350 N ke arah sumbu x serta berat *engine* dan *propeller* sebesar -40 N ke arah sumbu y.

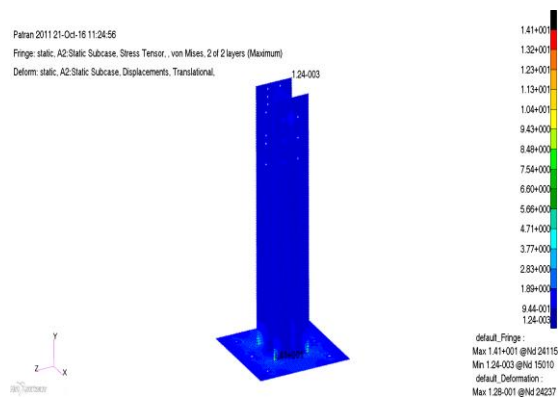


Gambar 3-7: Pembebanan pada struktur AUGE

4 HASIL DAN ANALISIS SIMULASI

Setelah melakukan simulasi terhadap struktur AUGE dengan menggunakan *software* metode elemen

hingga, berikut adalah hasil yang didapatkan.



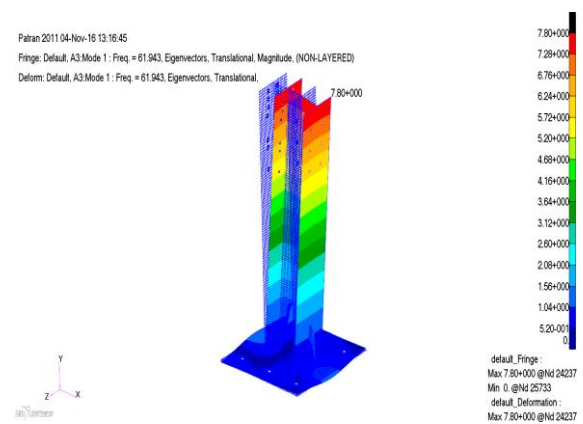
Gambar 4-1: Nilai tegangan Von Mises (MPa)

Gambar di atas menampilkan kontur tegangan Von Mises yang terjadi jika struktur AUGÉ diberi beban statik berupa gaya dorong sebesar -350 N ke arah sumbu x serta berat *engine* dan *propeller* sebesar -40 N ke arah sumbu y. Tegangan Von Mises maksimal sebesar 14,1 MPa terjadi pada nodal 24115 seperti Gambar 4-1. Adapun nilai defleksi maksimal sebesar 0,128 mm.

Dari bentuk pembebanan statik seperti pada Gambar 3-7, tegangan dominan yang terjadi adalah tegangan lentur meskipun tegangan geser juga terjadi walaupun tidak dominan. Nilai tegangan lentur akan bervariasi terhadap jarak dari titik pembebanan, jadi semakin jauh dengan titik pembebanan, tegangan lentur yang dihasilkan akan semakin besar. Nilai tegangan lentur juga dipengaruhi oleh nilai momen inersia. Semakin besar nilai momen inersia maka nilai tegangan lentur akan semakin kecil begitu sebaliknya. Di samping itu, tegangan lentur juga dipengaruhi oleh jarak dari sumbu netral, semakin jauh jarak terhadap sumbu netral maka tegangan lentur akan semakin besar. Menurut persamaan (2-1) maka nilai tegangan lentur maksimal berada pada area batas *beam* bagian terjauh dari sumbu netral. Selanjutnya dengan persamaan (2-2) didapatkan hasil tegangan Von Mises seperti Gambar 4-1 di atas.

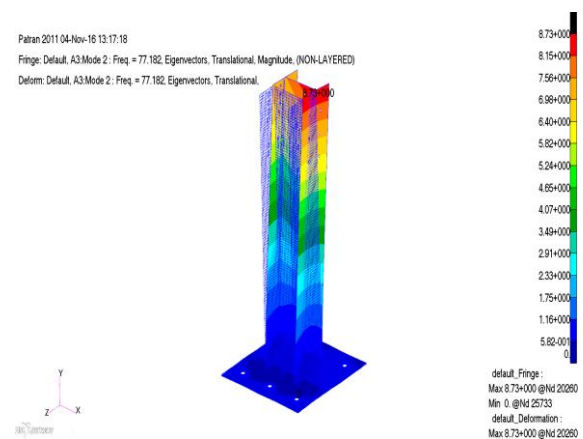
Dari data nilai tegangan Von Mises maksimal sebesar 14,1 MPa dan nilai tegangan luluh material ASTM A36 sebesar 370 MPa (interpolasi Tabel 2-2 pada temperatur 25°C) maka dapat dikatakan bahwa struktur AUGÉ sangat kuat dan tidak mengalami kegagalan akibat pembebanan statik dengan nilai *safety factor* sebesar 26,24.

Selain pembebanan statik, nilai frekuensi pribadi juga disimulasikan pada struktur AUGÉ. Berikut adalah lima nilai frekuensi pribadi pertama dari struktur AUGÉ.



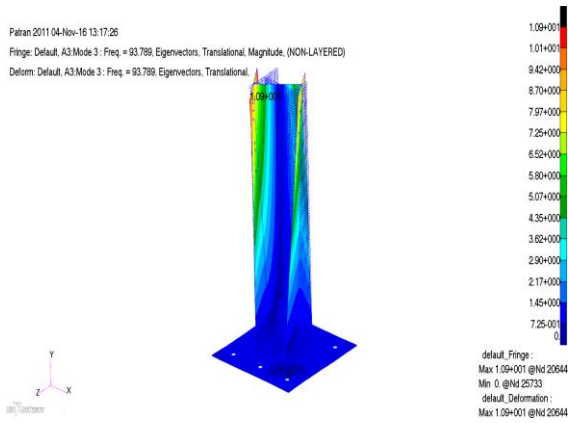
Gambar 4-2: Modus 1 struktur AUGÉ

Gambar 4-2 adalah modus 1 dari struktur AUGÉ. Modus 1 ini terjadi pada nilai 61,94 Hz pada tiang utama dengan kecenderungan bergetar ke arah sumbu x.



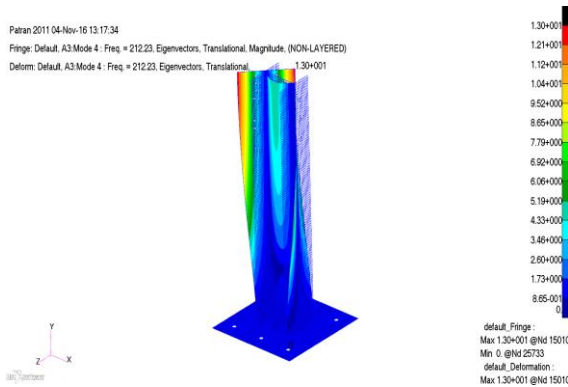
Gambar 4-3: Modus 2 struktur AUGÉ

Gambar 4-3 adalah modus 2 dari struktur AUGÉ. Modus 2 yang terjadi pada nilai 77,18 Hz dengan kecenderungan bergetar ke arah sumbu z.



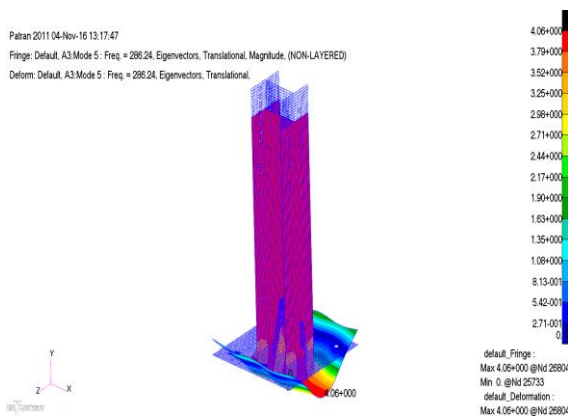
Gambar 4-4: Modus 3 struktur AUGE

Gambar 4-4 adalah gambar modus 3 dari struktur AUGE. Modus 3 ini terjadi pada nilai 93,79 Hz dengan kecenderungan getaran berbentuk puntiran pada sumbu y.



Gambar 4-5: Modus 4 struktur AUGE

Gambar 4-5 adalah gambar modus 4 dari struktur AUGE. Modus 4 ini terjadi pada nilai 212,23 Hz dengan kecenderungan getaran terjadi pada tiang utama yang berbentuk tekukan simetris pada bidang YZ.



Gambar 4-6: Modus 5 struktur AUGE

Berbeda dengan empat modus pertama di atas, modus 5 ini terjadi pada dudukan tiang utama struktur AUGE. Modus 5 tersebut terjadi pada nilai 286,24 Hz dengan kecenderungan getaran berbentuk tekukan simetris pada bidang YZ.

5 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi yang telah dilakukan terhadap struktur AUGE dengan menggunakan *software* metode elemen hingga, maka dapat disimpulkan bahwa struktur AUGE sangat kuat dan tidak mengalami kegagalan ketika digunakan untuk pengujian *engine* LSU-05 dengan nilai *safety factor* sebesar 26,24. Di samping itu, lima nilai pertama frekuensi pribadi dari struktur AUGE tersebut adalah 61,94 Hz, 77,18 Hz, 93,79 Hz, 212,23 Hz dan 286,24 Hz.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini tidak lupa penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Bapak Drs. Gunawan S. Prabowo, MT selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan kepada Bapak Ir. Atik Bintoro, MT yang telah banyak memberikan masukan kepada penulis.

DAFTAR RUJUKAN

- Abdurohman, K., Sakti, R. B. & Silitonga, P. W., 2015. *Normal Mode Analysis of N219 Wing for B-11 Configuration*. Indonesia Book Project.
- Brezina, A. J. & Thomas, S. K., 2012. *Measurement of Static and Dynamic Performance*, Ohio.
- Desert Aircraft. [https:// www.desertaircraft.com/products/da-170](https://www.desertaircraft.com/products/da-170). Diakses 20 Oktober 2016.
- Hibbeler, R., 2011. *Mechanics of Materials*. Pearson Prentice Hall.
- Hidayat, D., Nugroho, A. & Wirawan, N., 2015. *Optimasi Berat Struktur Tail Boom LSU-05 Akibat Tegangan Lentur dari Aspek Bentuk Penampang Geometri*. Jakarta, Indonesia Book Project.

- Kuntjoro, W., 2011. *An Intorduction to The Finite Element Method*. McGraw-Hill.
- Mujtahid, 2015. *Pemilihan Jenis Peredam (Damper) Pada Mounting Engine Pesawat LSU-03 Untuk Meredam Getaran Yang Terjadi*. Jakarta, Indonesia Book Project.
- Musa, U., Afolayan, M. & Dagwa, I., 2016. *Finite Element Model for Predicting Residual Stressues in Shielded*. Nigerian Journal of Technology (NIJOTECH).
- Nastran, N., 2008. *Basic Dynamic Analysis, User's Guide*.
- Nguyen, T. D., 2010. *Finite Element Analysis of a Nose Gear During Landing*, University of North Florida.
- Purnomo, H. & Satrijo, D., 2011. *Desain dan Analisa Impact pada Struktur Bumper Belakang Kendaraan SUV Dengan Metode Elemen Hingga*. Jurnal Teknik Mesin Rotasi.
- Satrijo, D., Suprihanto, A. & Kholil, A., 2005. *Simulasi dan Analisa Modus Getar Pada Mesin Freis Type Vertical Milling dengan Menggunakan Program Bantu MSC Nastran*. Jurnal Teknik Mesin Rotasi.
- Soemaryanto, A. R., Anggraeni, D., Rahmadi, A. & Sumarna, E., 2014. *Engine and Propeller Selection for Propulsion System LAPAN Surveillance UAV – 05 (LSU-05) using Static Thrust Calculation and Test*.
- Wandono, F. A., 2015. *Pengaturan Ulang Arah Serat Spar Depan LAPAN Surveillance UAV-05 Menggunakan Finite Element Method*. Jakarta, Indonesia Book Project.

KENDALI SAKELAR EMPAT ANTENNA BERSUSUN UNTUK PENJEJAKAN INTERFERENCE FREKUENSI TTC SATELIT LAPAN (SWITCH CONTROL SYSTEM FOR FOUR ARRAY ANTENNA FOR TRACKING OF LAPAN'S SATELLITE TTC INTERFERENCE FREQUENCY)

Arif Hidayat^{1*)}, Wahyudi Hasbi^{2*)}, Elyas Palantel^{3)}, Syafruddin Syarif^{4***)}**

^{*)} Stasiun Bumi Penginderaan Jauh LAPAN Parepare

Jl. Jend. A. Yani km 06 Parepare Sulawesi Selatan 91112, Indonesia

^{) Pusat Teknologi Satelit}**

Jl. Raya Rancabungur No.42, Rancabungur, Bogor, Jawa Barat

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

^{*) Departemen Teknik Elektro Universitas Hasanuddin Makassar}**

Jl. Poros Malino, Borongloe, Bontomarannu, Kabupaten Gowa, Sulawesi Selatan 92119, Indonesia

e-mail :arif.hidayat81@gmail.com

Diterima 30 November 2017; Direvisi 12 Desember 2017; Disetujui 13 Desember 2017

ABSTRACT

Telemetry Tracking and Command (TTC) of LAPAN's satellite use UHF frequency. This frequency is susceptible to interference by an amateur radio transmitter. One method to look for an interference transmitter is Doppler Effect. To get the optimal value of the Doppler shift frequency, it is necessary to have stabilized antenna switch as controller of antenna array. The RF switches controlled by an Arduino board produced 500 Hz Doppler frequency. Other hardwares are Demodulator, clock Arduino Board, and Universal Serial Bus (USB) soundcard as the input for the searching software. The results can be shown using the open access sound Doppler. The system has been able to detect UHF transmitters and repeaters received by the device. For upgrade, the data processing system can be done using Matlab software to easier process and analysis.

Keywords: satellite TTC, interference, control antenna, arduino board, array antenna

ABSTRAK

Telemetry Tracking And Command (TTC) satelit LAPAN menggunakan frekuensi UHF. Frekuensi UHF rentan terhadap *interference*. Salah satu metode mencari pemancar *interference* menggunakan metode efek *Doppler*. Untuk mendapat nilai pergeseran frekuensi sesuai efek *Doppler* yang dibutuhkan, diperlukan sakelar antena yang stabil, yang berfungsi sebagai pengontrol antena *array*. Rangkaian sakelar RF di kontrol dengan *Arduino board* menghasilkan *Doppler* frekuensi 500 Hz. *Demodulator*, *clock Arduino Board* dan *Soundcard* sebagai *input software* pencari. Hasil *outputnya* dapat dilihat dengan menggunakan *software open akses sounDoppler*. Sistem ini mampu mendeteksi pemancar maupun *repeater* yang diterima oleh perangkat. *Upgrade* sistem dari penelitian ini adalah proses pengolahan data dapat dilakukan secara mandiri menggunakan *software* Matlab sehingga lebih mudah untuk diolah dan dianalisis.

Kata kunci: *satelit TTC, interference, kontrol antenna, arduino board, array antenna.*

1 PENDAHULUAN

Gangguan penerimaan data satelit meliputi gangguan *internal* dan *external*. Gangguan internal antara lain kerusakan perangkat, *pointing*, jaringan komputer (Hidayat, 2017). Gangguan lain eksternal meliputi *interference*, satelit mengalami kerusakan, data orbit *element* mengalami kerusakan (Hidayat, 2017).

Kondisi satelit dimonitor setiap saat. Perintah kendali dan monitor dikirimkan menggunakan *Telemetry Tracking And Command (TTNC)* (Najati, 2016). Satelit LAPAN A1 dan A2 menggunakan frekuensi TTNC pada frekuensi UHF 43x.x MHz (Judianto, 2014), (Judianto, 2010). Frekuensi *downlink* satelit menggunakan rentang frekuensi *X band* maupun UHF, semua *slot* frekuensi ini rentan terhadap *interference* (Hidayat, 2014).

Frekuensi radio amatir yang ada di pasaran Indonesia memiliki rentang frekuensi 400 sampai dengan 480 MHz (Alinco, 2016). Salah satu kendala adalah frekuensi tersebut rentan dengan *interference* dari radio amatir. Gangguan ini dapat menyebabkan komunikasi antara satelit dengan stasiun bumi terganggu (Hidayat, 2014).

Antena sakelar bersusun telah digunakan sebagai perangkat pencari sumber pemancar. Metode yang digunakan sebelumnya dengan

membandingkan daya terima dari masing masing antena (Habral, 2016).

Peralatan *direction finder* dapat mengetahui arah pemancar *interference* (Jakpar, 2016). Untuk mendapatkan *clock* yang sesuai dengan kebutuhan efek *Doppler*, maka perlu diatur *delay* antena aktif (Jakpar, 2016).

Penelitian penggunaan komponen *board Arduino* dilakukan untuk mendapatkan *clock delay* yang sesuai dengan kebutuhan efek *Doppler* (Stieber, 2012). Stieber, 2012 menggunakan antena *monopole*. *Groundplane* antena pada penelitian Stieber hanya terdapat pada masing-masing antena tidak terintegrasi dengan seluruh antena. Pada penelitian ini akan dikembangkan *grounplane* yang terintegrasi ke seluruh antena dengan menggunakan pelat alumunium.

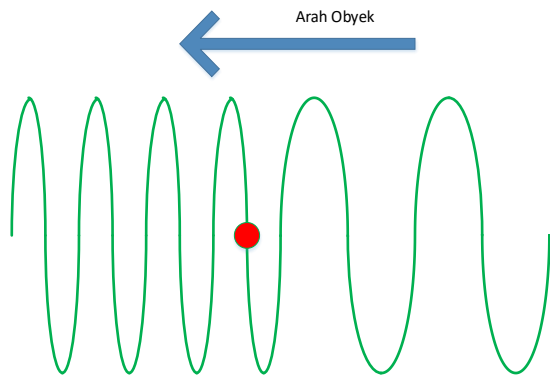
Penelitian ini dibagi menjadi 2 tahap. Tahap pertama adalah *hardware* fisik antena. Tahap pertama penelitian sebelumnya oleh Elyas Palantei, 2017, sistem ini telah diuji kemampuan dalam hal kualitas antena yaitu koefisien refleksi, *vswr*, serta *gain* antena menggunakan *software* simulasi dan pengukuran menggunakan *network analyzer*. Pada tahap kedua dalam makalah ini akan diuji kesetabilan sistem apakah sesuai dengan penelitian stieber, 2012.

Pada penelitian ini akan diteliti efektifitas sakelar bersusun kestabilan

clock output board arduino, pengujian clock sistem saklar RF dan pengujian pada spektrum analyzer untuk mengamati apabila timbul noise. Pengujian lapangan kemampuan efek Doppler dalam mencari sumber pemancar. Dalam penelitian ini diusulkan sistem pemrosesan menggunakan matlab agar memudahkan ke pengolahan data lebih lanjut.

1.1 Pseudo Doppler

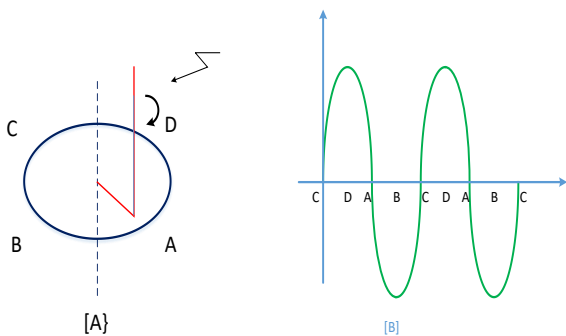
Pseudo Doppler adalah salah satu metode yang digunakan dalam teknologi pencarian sumber pemancar (Jamil, 2016). Metode ini berdasarkan prinsip Doppler shift dari tipe modulasi frekuensi (Stieber, 2012).



Setiap Pemancar Paling Dekat Frekuensinya Paling Tinggi

Gambar 1-1: Ilustrasi Efek Doppler (Jakpar, 2016)

Pengamatan yang dilakukan dengan pergerakan object, apabila object mendekati sumber frekuensi maka frekuensi yang didapat oleh penerima akan semakin tinggi. Sedangkan apabila object meninggalkan pemancar maka frekuensi akan menurun.



Gambar 1-2 : Posisi Antena Saat Efek Doppler (Jakpar, 2016)

Hubungan pergeseran frekuensi Doppler dengan putaran antenna dapat dilihat pada persamaan 1-1 (stieber, 2012).:

$$dF = \frac{\omega r f_c}{C} \tag{1-1}$$

$$= \frac{2\pi * f_r * r * f_c}{C} \tag{1-2}$$

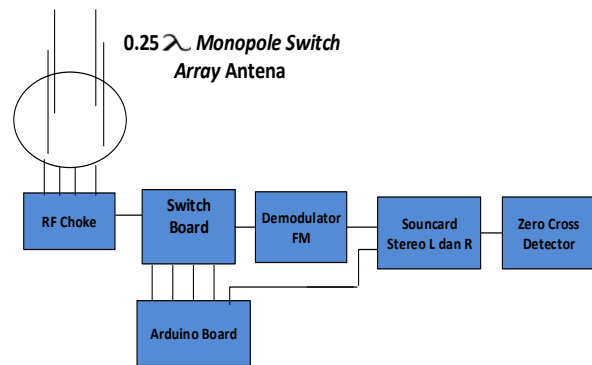
Keterangan:

- dF =puncak perubahan frekuensi (Doppler shift dalam Hertz),
- ω =kecepatan angular putaran dalam radian per secon,
- $\omega = 2\pi f_c$,
- f_c =frekuensi sinyal transmit (Hertz),
- f_r =frekuensi rotasi,
- C =kecepatan cahaya,
- r =radius putaran antenna (meter).

2 DESAIN DAN PABRIKASI

2.1 Antena Switch Array

Antena bersusun atau array, adalah salah satu perangkat yang akan digunakan dalam perangkat pencari sumber pemancar (Hidayat, 2017). Desain blok diagram yang akan dibuat dapat dilihat pada Gambar 2-1.



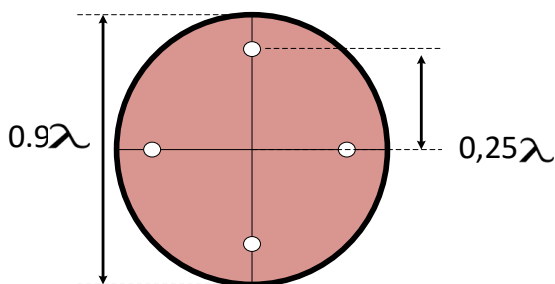
Gambar 2-1: Blok Diagram Sistem (Hidayat, 2017)

Antena switched array memiliki keunggulan karena dapat diubah beamnya sesuai dengan kebutuhan (Hidayat, 2017). Antena ini terdiri dari groundplane berupa lingkaran alumunium yang terkoneksi dengan grounding berfungsi sebagai reflector dan elemen antena yang terbuat dari batang pipa alumunium berdiameter 5 mm dengan lebar rongga 3 mm.

Frekuensi yang akan digunakan dalam pengujian ini adalah 430 MHz. Pilihan frekuensi yang digunakan karena mendekati dengan frekuensi asli TTNC. Panjang elemen antenna (l) dapat dilihat pada persamaan 2-1. (Palantei, 2017)

$$l = 0.25\lambda \quad (2-1)$$

Nilai pada persamaan 2-1 di atas sudah diukur menggunakan *network analyzer*. Selanjutnya sesuai dengan (Palantei, 2017) dimensi *groundplane* adalah seperti pada Gambar 2-2.

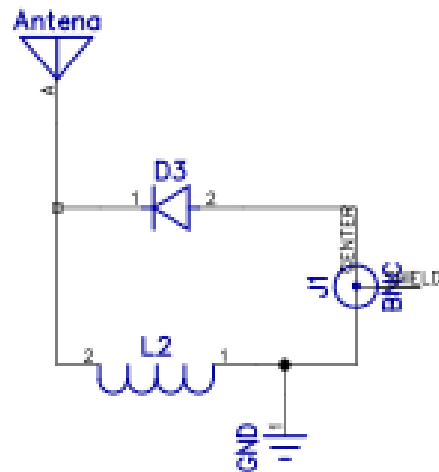


Gambar 2-2 :Posisi elemen antenna dan diameter *groundplane* (Palantei, 2017)

Di bawah antenna dipasang plat *groundplane* terbuat dari aluminium yang diintegrasikan dengan *grounding* alat maupun *ground system* (Palantei, 2012). Fungsi dari *groundplane* adalah mengurangi penerimaan antenna dari gelombang pantul. Dengan memasang *groundplane* maka diharapkan antenna *monopole* menerima sinyal langsung pemancar.

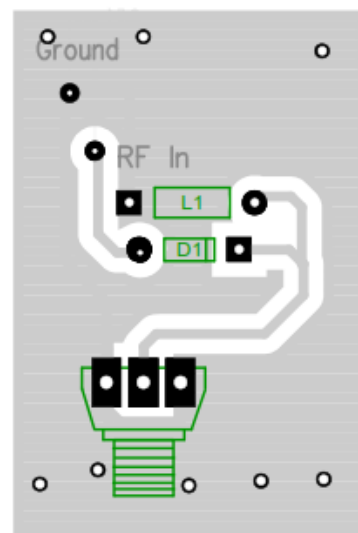
2.2 Desain Rangkaian Pengontrol Antena

Rangkaian pengontrol antenna terdiri dari rangkaian RF *choke* dan rangkaian sakelar. Rangkaian RF *choke* berada di bawah elemen antenna.



Gambar 2-3: Rangkaian RF *choke* (Arif, 2017)

RF *choke* diletakkan pada bagian bawah antenna *monopole*. Rangkaian ini berfungsi melepas membuang sinyal yang masuk ke antenna yang tidak aktif



Gambar 2-4: PCB layout untuk Rangkaian RF *choke* (Hidayat, 2017)

RF *choke* ini terdiri dari dioda dan Induktor. Tabel 2-1 Menunjukkan tipe dioda dan nilai induktansi induktor. Jumlah RF *choke* yang dibutuhkan adalah 4.

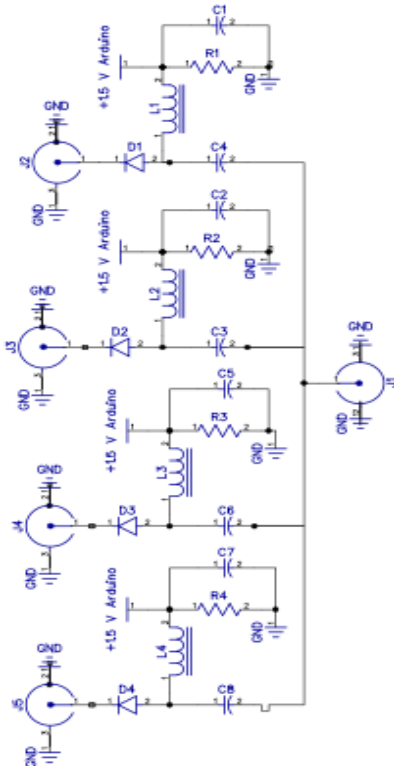
Tabel 2-1: KOMPONEN RF CHOKE (Hidayat, 2017)

No	Nama Komponen	Nilai atau Jenis
1	Induktor	0.56 μ H
2.	Dioda	1N4148

Pada saat tidak ada catuan maka dioda dalam keadaan *open* sehingga sinyal RF akan langsung diteruskan ke *ground* melalui induktor. Sedangkan pada saat ada catuan maka dioda aktif, rangkaian dalam keadaan *short* dan sinyal dapat diteruskan ke rangkaian RF sakelar.

2.4 Rangkain Pengontrol Antena

Rangkaian pengontrol antena berfungsi sebagai sakelar agar antena aktif bergantian. Saat antena tidak aktif maka antena tersebut terhubung dengan *ground* dan berfungsi sebagai reflektor. Rangkaian terdiri dari dioda, induktor, kapasitor dan resistor.



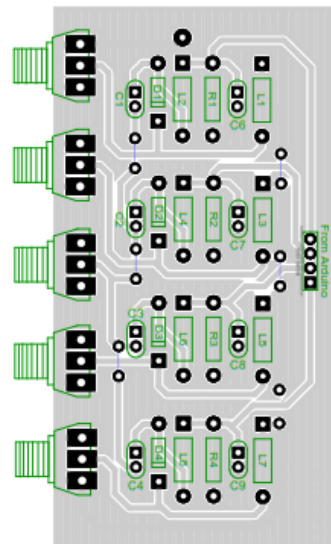
Gambar 2-5: Rangkaian Sakelar (Hidayat, 2017)

Rangkaian ini diperkenalkan oleh Mike Kossor pada tahun 1999. Blok diagram rangkaian ini dapat dilihat pada

Gambar 2-5. Beberapa rangkaian baru dibuat oleh (Stieber, 2012) maupun (Hrabal, 2016), namun sistem pada Gambar 2-5 memiliki kemampuan yang paling bagus dalam meredam resonansi gelombang (Hidayat, 2017).

Rangkaian sakelar RF terdiri dari resistor, kapasitor, induktor dan dioda. Rangkaian pada Gambar 2-5 bekerja dengan mencatu dioda D1 dengan tegangan bias dari arduino. Fungsi C1 dan D1 memblok tegangan DC bias dari arduino agar tidak langsung terhubung pendek dengan *ground*. C4 memblok tegangan DC agar tidak masuk ke *output* melalui konektor BNC J1.

Tegangan dari arduino menyebabkan D1 dalam posisi terhubung sehingga sinyal RF pada frekuensi 430 MHz yang masuk melewati J2, D1, diteruskan ke C4 dan J1. Sedangkan pada saat catuan dari arduino *off* D1 dalam posisi tidak terhubung sehingga frekuensi 430 MHz tidak dapat melewati D1. Fungsi L1 dan C1 melewatkan sinyal RF yang tidak diinginkan ke *ground* sehingga tidak mengganggu sinyal utama.



Gambar 2-6: Rangkaian Switch Array Antena

Rangkaian ini terdiri dari empat *input* dan satu *output* letak *output* adalah pada konektor BNC nomor 3 dari atas. Daftar komponen dapat dilihat di Tabel 2-2.

Proses tersebut dilakukan secara berurut dan berulang sehingga antena

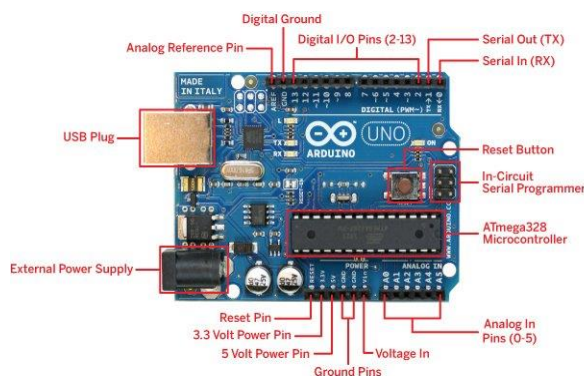
seakan-akan sedang dalam posisi berputar.

Tabel 2-2: DAFTAR KOMPONEN (Hidayat, 2017)

No.	Nama Komponen	Nilai
1	Induktor	0.56 μ H
2.	Diode	1N4148
3.	Capasitor	680 pF
4.	Resistor	1 k Ohm

2.3 Komponen Pengendali Arduino Board

Selain antena *switch array monopole* dengan *groundplane*, pengembangan dalam sistem ini adalah menggunakan Arduino sebagai sistem kontrolnya. Arduino adalah sebuah *platform* dari *physical computing* yang bersifat *open source*. Arduino tidak hanya sekedar sebuah alat pengembangan, tetapi ia adalah kombinasi dari *hardware*, bahasa pemrograman dan *Integrated Development Environment (IDE)*.



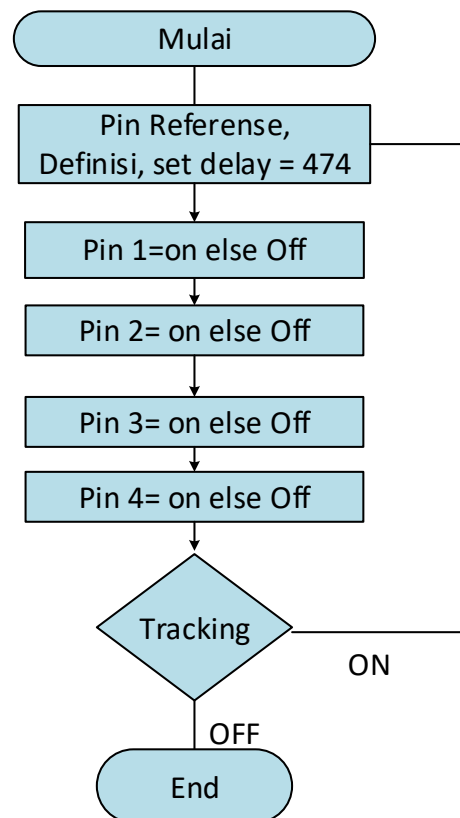
Gambar 2-7: Arduino *Layout* (Djuandi, 2011), (Kadir, 2013)

IDE adalah sebuah *software* yang sangat berperan untuk menulis program, meng-*compile* menjadi kode biner dan meng-*upload* ke dalam *memory microcontroller*. (Feri Djuandi, 2011).

Tabel 2-3: TABEL PORT DAN KEGUNAAN

No	Port Arduino Digital	Fungsi
1	D9	Sinyal <i>clock</i>
2	D10	Port Antena 1
3	D11	Port Antena 2
4	D12	Port Antena 3
5.	D13	Port Antena 4

Untuk mendapatkan frekuensi *clock* sesuai dengan kebutuhan *Doppler shift*. Bagian yang digunakan adalah digital pin I/O dari 8 sampai dengan 13. *Port 10* sampai dengan *port 13* adalah *port* digital yang melakukan catuan *clock* dengan lama catuan 2 ms. Sedangkan *port 9* berfungsi sebagai *clock* yang memberi penanda gelombang 1 kali putaran 360 derajat. Untuk dapat mencatu antena dan perangkat sakelar *elektronik* diperlukan pemrograman di *board* arduino. Dalam penelitian ini menggunakan *script coding* dari Marcel Stieber pada tahun 2012. *Flow Chart* proses dapat dilihat pada Gambar 2-8.



Gambar 2-8: *Flow Chart* Proses Pengontrolan Antena Menggunakan *Board* Arduino

2.4 Demodulator dan Soundcard

Demodulator FM menggunakan Handy talky yang memiliki frekuensi kerja UHF. Fungsi *demodulator* ini merubah frekuensi UHF menjadi frekuensi suara dan memisahkan sinyal pembawa dengan suara aslinya. Suara tersebut kemudian di masukkan ke dalam *soundcard* berbasis *universal serial bus*

(USB) beserta dengan *clock* Arduino dari pin 9.



Gambar 2-9: Demodulator FM dan Soundcard

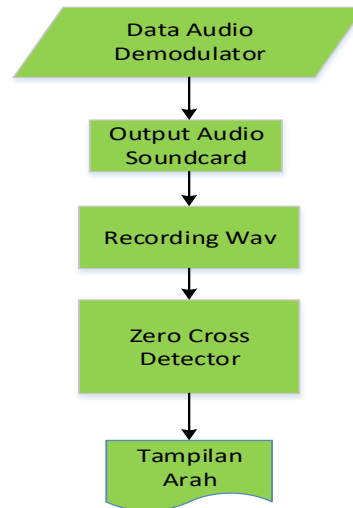
Soundcard USB menggunakan soundcard yang memiliki *input stereo*. Output audio dari Handy talky sebagai *input soundcard right* sedangkan *clock* arduino sebagai *input* sinyal *Left*. Hasil *output* di analisis menggunakan software *SounDoppler*. Software ini dibuat oleh Ludwik Baars, bersifat *opensource* sehingga bebas untuk diunduh tanpa menggunakan lisensi. Software ini dapat diunduh di alamat <http://www.pi4wag.nl/projecten/Doppler-peiler-radio-direction-finder>.

Software *sound Doppler* melakukan analisis audio berupa *zero cross detection* dalam satu putaran *clock*. Satu gelombang *clock* berarti satu putaran antena 360 derajat, kemudian dicari *zero cross detector* sehingga didapat sudut pemancar.

2.5 Zero Cross Detector

Untuk mendapatkan arah pemancar diperlukan *zero cross detector*. Fungsi *zero cross detector* adalah mengetahui perpotongan signal dengan sumbu nol sehingga didapatkan arah pemancar. Untuk mendapatkan *zero cross detector*, algoritma yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 2-10. Output audio berupa sinyal *stereo* dari demodulator direkam menggunakan *soundcard USB*. Data tersebut kemudian direkam dalam bentuk *file audio wav*. *File audio wav*

tersebut kemudian diolah menggunakan program sinyal *processing*. Untuk mengetahui *zero cross detector*. Satu gelombang penuh dapat kita deteksi menggunakan fungsi gelombang pada saat gelombang sama dengan nol. Pada sumbu y.



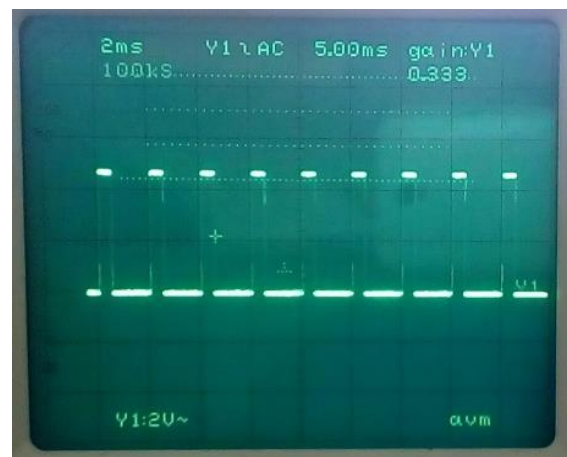
Gambar 2-10: Proses zero cross detector

3 HASIL DESAIN DAN PEMBAHASAN

Agar sistem ini dapat dinyatakan berhasil maka dilakukan pengukuran sistem dengan proses uji lapangan.

3.1 Pengukuran Output Arduino

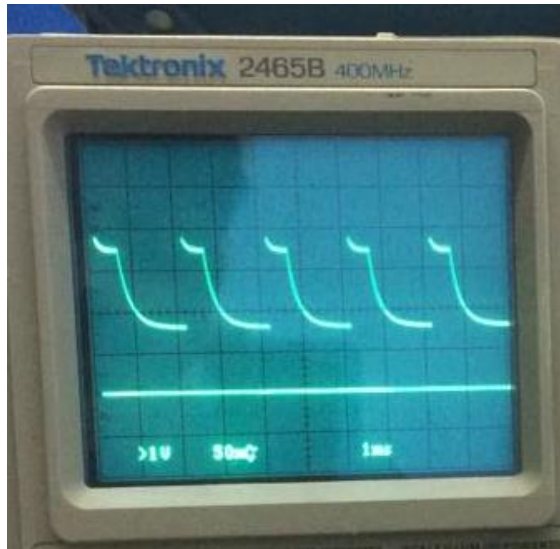
Untuk mengetahui performa *board* sebagai *clock* pengontrol, dilakukan pengukuran menggunakan osiloskop. Dari hasil pengukuran didapatkan *clock* 1 ms dan pergantian 1 ms dengan tegangan 4 volt. Tegangan catuan stabil berbentuk persegi, tanpa ada *distorsi*.



Gambar 3-1: Clock Arduino

3.2 Pengukuran Output Sakelar RF

RF *swich* bertugas melakukan mengaktifkan antenna secara bergantian. Dari hasil pengukuran didapatkan antenna aktif bergantian selama 2 ms.

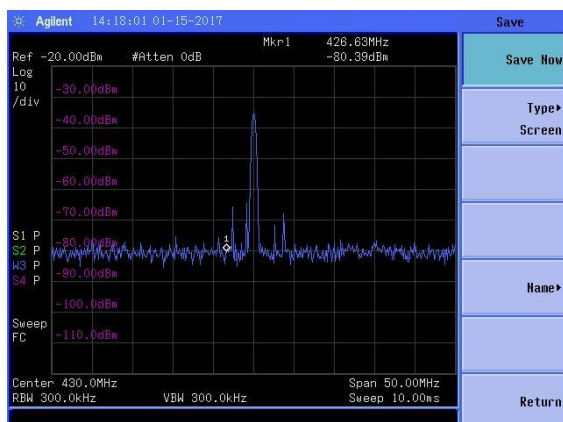


Gambar 3-2: Pengukuran sakelar antenna *output*

Dari Gambar 3-2 terlihat pengukuran antenna memiliki *delay* sebesar 2 ms dalam satu *clock*.

3.3 Spektrum Frekuensi Penerima

Untuk mengetahui apakah perangkat ini menimbulkan *noise* tambahan perlu dilakukan pengukuran menggunakan spektrum *analyzer*. Pengukuran frekuensi dilakukan agar bisa diketahui apakah sistem mendapatkan *noise* tambahan dari perangkat.



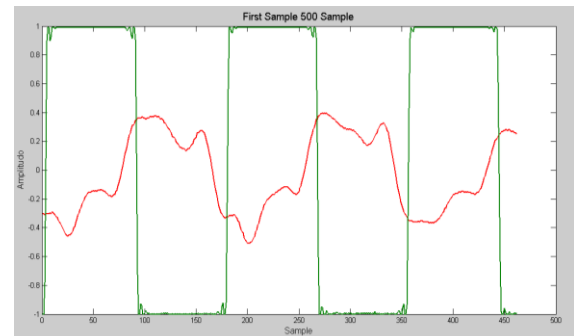
Gambar 3-3: Hasil pengukuran spektrum frekuensi

Pengukuran dilakukan pada frekuensi 428 MHz. Dari hasil pengukuran

tidak terdapat *noise* tambahan. Sinyal asli dapat diterima dengan baik tanpa terganggu oleh *noise*.

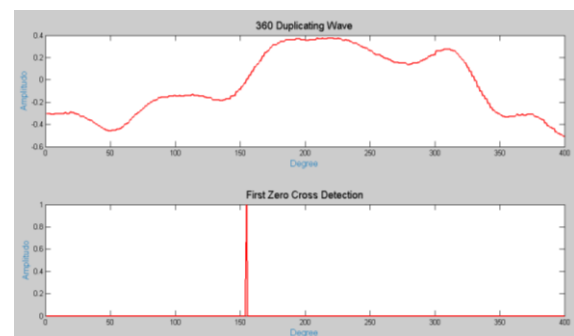
3.4 Hasil Output Signal Wav

Sinyal audio dari *output* HT *demodulator* direkam dalam bentuk *wav*. Sinyal *wav* hasil perekaman dapat dibaca menggunakan aplikasi matlab untuk mencari *zero cross detector*. Hasil *output signal wav* dapat dilihat pada Gambar 3-4.



Gambar 3-4: Hasil rekaman *audio stereo*

Gambar 3-4 memperlihatkan hasil rekaman *audio*, hasil sinyal terdiri dari 2 bagian yaitu berwarna merah adalah sinyal *audio* asli sedangkan sinyal warna hijau adalah sinyal berasal dari *clock*. Setiap satu putaran 360 derajat dapat dilihat dari sinyal *clock* berwarna hijau.



Gambar 3-5: Hasil *zero cross detector* menggunakan matlab

Zero cross detector melakukan deteksi apabila gelombang melewati sumbu nol. menggunakan *software* matlab sehingga dapat dikembangkan sendiri.

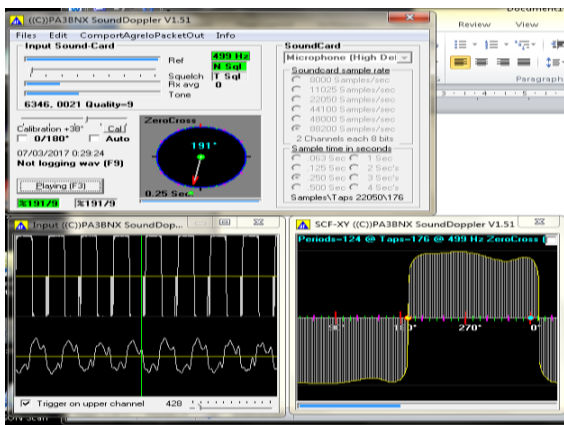
3.5 Pengujian Sistem di Lapangan

Uji lapangan dilakukan dengan mencoba perangkat dengan kondisi sebenarnya. Dalam *test* ini dilakukan

menggunakan pemancar dengan daya 3 watt dengan antenna *dipole outdoor*. Sebelum dilakukan uji hal pertama yang dilakukan adalah melakukan kalibrasi *software soundDoppler* dengan arah pemancar sebagai kalibrasi. Kalibrasi dilakukan dengan mencocokkan arah dengan pemancar yang berjarak 50 meter.



Gambar 3-6: Uji di lapangan



Gambar 3-7: Software *soundedoppler* (Baars, 2016)

Gambar 3-7 pengujian menggunakan *software opensource soundDoppler*. *Software* ini dapat melihat proses pendeteksian arah namun *software* ini tidak dapat diubah lagi *output*-nya. Untuk mengetahui kemampuan sistem

direction finder dalam mendeteksi arah pemancar dilakukan percobaan untuk mendeteksi arah pada jarak 500 Meter *near line of sight* ke semua arah.

Tabel 3-1: PENGUJIAN ARAH PADA JARAK 500 METER *NEAR LINE OF SIGHT* (Palantei, 2017)

Arah Posisi Pemancar	Arah Pemancar Sesungguhnya	Arah Direction finde
Utara	38.2	44.5
Timur	98.4	107.9
Selatan	201.8	185.2
Barat	265.1	274.2

Hasil pengujian pada Tabel 3-1 adalah hasil pengukuran dilakukan pada bulan Februari 2017, saat dibuat *prototipe* awal dapat menunjukkan arah sesuai dengan arah pemancar. Untuk mendapatkan data ketelitian sudut dilakukan pengujian ulang, pada satu arah dengan melihat arah sesungguhnya di *google earth* dengan arah pada perangkat.

Tabel 3-2: PENGUJIAN AKURASI SAMPAI JARAK 700 METER

No	Jarak	Sudut	Sudut	Selisih Deviasi
1	100	137	140-132	8
2	200	140	147-133	11
3	300	147	152-135	15
4	400	152	157-145	15
5	500	156	165-144	16
6	600	161	170-152	21
7	700	165	172-145	25

Hasil pengujian menunjukkan deviasi sudut dari sudut sesungguhnya dengan sudut dari deteksi. Deviasi beragam dari 8 derajat sampai dengan 25 derajat. Dari analisis dan *troubleshoot* yang dilakukan hal ini disebabkan oleh proses penyambungan konektor dan kabel tidak sempurna sehingga arah yang ditunjukkan tidak presisi sesuai dengan arah pemancar. Kualitas konektor menggunakan konektor BNC yang memungkinkan terjadi kebocoran sinyal gelombang elektromagnet. Selain itu

posisi pemancar harus selalu *line of sight* dengan penerima menjadi kendala, karena posisi yang tidak *line of sight* dan gelombang yang diterima didapatkan dari gelombang pantul menyebabkan arah pencari berubah ubah. *Power output* dari pemancar *tester* yang hanya mampu memancarkan sampai maksimal 2 watt juga menjadi kendala karena daya yang diterima tidak maksimal. Namun demikian perangkat ini mampu untuk mendeteksi sinyal arah sinyal gelombang transmisi sesuai dengan Tabel 3-1.

4 KESIMPULAN

Hasil pengujian lab menunjukkan perangkat *board* arduino ini mampu bekerja dengan stabil mencatu antena secara bergantian dengan *delay* 5 ms. Hasil dari rangkaian RF *choke* memiliki sinyal sesuai dengan *clock* waktu yang dibutuhkan yaitu 5 ms. Dari hasil uji perangkat dan uji di lapangan perangkat kendali sakelar 4 antena dapat mendeteksi arah sinyal pemancar. Perangkat ini mampu mendeteksi gelombang radio pada frekuensi 433 MHz. Penelitian mengenai tingkat ketelitian deteksi pemancar dan pengaruh konektor terhadap sinyal yang diterima perlu dilakukan agar mendapatkan arah yang lebih presisi. Penggunaan komponen yang memiliki mutu terbaik agar kebocoran sinyal dapat dihindari.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih kami ucapkan kepada Bapak Sulistio Nugroho, admin beasiswa Pasca Sarjana Kemenristek Dikti, Bapak Sofian Nasution, kepala sub bidang pengembangan kepegawaian LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

Alaydrus M., 2011. *Antena Prinsip dan Aplikasi*. Graha Ilmu, Yogyakarta, ISBN 978-979-756-731-6.

Alinco, 2016. *DJ CRX Brochure*, ALINCO, INC. Electronics Division, www.alinco.com: diunduh 1 Februari 2017.

- Baars, L., 2017. *Doppler peiler, Pseudo-Doppler Radio Direction Finder*. <http://www.pi4wag.nl/projecten/Doppler-peiler-radio-direction-finder> diunduh: 2 Januari 2017.
- Djuandi, F., 2011. *Pengenalan Arduino*. www.tokobuku.com <http://tokobuku.com/docs/Arduino-Pengenalan.pdf> diunduh: 2 Januari 2017.
- Hidayat, A., et al., 2017. *Metode Doppler Direction Menggunakan 6 Antenna Array Terswitch untuk Aplikasi Real Time Remote Monitoring Location Finder*. Tesis Sekolah Pasca Sarjana Teknik Elektro Universitas Hasanuddin Makassar. Makassar. 85 hlm.
- Hidayat, A., et al., 2014. *Analisis Carrier to Interference Transmisi Gelombang Mikrowave Link X Band dengan Downlink Satelit Penginderaan Jauh*. Paper presented at the Seminar Nasional Inderaja: LAPAN, Bogor, Indonesia.
- Hidayat, A., et al., 2014. *Analisis Carrier to Interference Transmisi Gelombang Mikrowave Link X Band dengan Downlink Satelit Penginderaan Jauh*, Seminar Nasional Penginderaan Jauh (Sinan Inderaja 2014) Bogor, Pustekdata LAPAN.
- Hidayat, A., et al., 2014. *Desain dan Implementasi Sistem Pakar Analisis Performansi Antena Seaspase Axyom 5.1 Berbasis Web*. Jurnal Teknologi Dirgantara, 12 (20), 154-162.
- Hidayat, A., et al., 2017. *LEO Antenna Ground Station Analysis Using Fast Fourier Transform*, Paper presentend at The 7 th International Anual engineering Seminar (IEEE: UGM), 1-2 Agustus, Yogyakarta, Indonesia.
- Hrabal J., et al., 2016. *The Radio Direction Finding with Advantage of the Software Defined Radio*. Computer Information Systems and Industrial Management, Volume 9842, 2016 , 720.
- Jakpar, M. J., et al., 2016. *Exploitation of Radio Direction Finder in the design of a UHF Transmitter Locator System*, Indian Journal of Science and Technology; Vol 9; 25.
- Judianto, C.T., 2010. *Perancangan Operasi Satelit Lapan-Tubsat untuk Perolehan Data Seluruh Wilayah Indonesia*. Satelit Mikro

- Untuk Mitigasi Bencana Dan Ketahanan Pangan, IPB Pres, Juni 2010.
- Judianto, C.T., et al., 2014. *Analisis Potensi Gangguan Interference Microwave Link Terhadap Operasi Satelit LAPAN-A3 di Stasiun Bumi Rumpin*. Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 12 No. 1 Juni 2014:59-72.
- Kadir, A., 2013. *Panduan Praktis Mempelajari Aplikasi Mikrokontroler dan Pemrogramannya Menggunakan Arduino*. Andi Publisher. Yogyakarta, ISBN 978-979-29-4017-6.
- Kossor, M., 1999. *A Doppler Radio-Direction Finder*, American Radio Relay League (ARRL) QST.
- Najati, N., et al., 2016. *Monopole-Like Meander Microstrip Antenna Onboard Microsatellite for Telecommand Applications*. The 22nd Asia-Pacific Conference on Communications (APCC2016), ISBN :978-1-5090-06676-2.
- Palantei, E., 2017. *Low-cost Switched Array-Wide Band Antenna for Search and Rescue Disaster Management*. IEEE, 3th, International Conference on Science and Technology- Computer (ICST), ISBN: 978-1-5386-1874-5, IEEE Catalog Number: CFP17WOF-ART.
- Palantei, E., 2012. *Switched Parasitic Smart Antenna : Design and Implementation for Wireless Communication Systems*, Thesis (PhD Doctorate), Griffith University, Brisbane. 200 hlm.
- Stieber, M.C.E., 2012. *Radio Direction Finding Network Receiver Design for Low-cost Public Service Applications* (Master dissertation, California Polytechnic State University, San Diego. 82 hlm.

(Pedoman Penulisan Jurnal Teknologi Dirgantara)
JUDUL MAKALAH DITULIS DENGAN HURUF KAPITAL TEBAL
SECARA SINGKAT DAN JELAS, (Studi Kasus : apabila ada)
(16 pt, Britannic Bold)

Judul dibuat dalam 2 bahasa (Indonesia dan Inggris),
apabila tulisan dalam bahasa Indonesia, maka judul dalam
bahasa Inggris ditulis dalam tanda kurung
(16 pt, Britannic Bold)

Penulis Pertama¹, Penulis Kedua², dstⁿ ← Nama Penulis Tanpa gelar)
(10,5 pt, Franklin Gothic Medium, bold)

¹Instansi Penulis Pertama

²Instansi Penulis Kedua

dstⁿ....

(10,5 pt, Franklin Gothic Medium)

e-mail: e-mail penulis pertama ← berwarna hitam)
(10,5 pt, Franklin Gothic Medium)

Diterima : (tanggal bulan tahun); Disetujui : (tanggal bulan tahun); Diterbitkan : (tanggal bulan tahun)
(9 pt, Franklin Gothic Medium)

ABSTRACT

(10,5 pt, Bookman Old Style, bold)

Abstract is a summary of the most important elements of the paper, written in one paragraph in the one column of a maximum of 200 words. Abstract made in two languages written with the Bookman Old Style 9 pt. If the paper written in Indonesian, the Indonesian abstract written first then followed by English abstract and vice versa. The title "ABSTRAK" or "ABSTRACT" made with uppercase letters, and bold.

Keywords: *guidence, author, journal* ← (minimal 3 keywords)
(9pt, Bookman Old Style, italic)

ABSTRAK

(10,5 pt, Bookman Old Style, bold)

Abstrak merupakan ringkasan elemen-elemen terpenting dari naskah, ditulis dalam satu paragraf dalam 1 kolom maksimal 200 kata. Abstrak dibuat dalam 2 bahasa ditulis dengan huruf 9 pt, Bookman Old Style. Apabila naskah dalam Bahasa Indonesia, maka abstrak dengan Bahasa Indonesia ditulis terlebih dahulu dilanjutkan abstrak Bahasa Inggris dan sebaliknya. Judul "ABSTRAK" atau "ABSTRACT" dibuat dengan huruf besar, *bold*.

Kata kunci: *panduan, penulis, jurnal* ← (minimal 3 kata kunci)
(9pt, Bookman Old Style, italic)

1 PENDAHULUAN

(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

Naskah dapat ditulis dalam Bahasa Indonesia maupun Bahasa Inggris. Naskah diketik dalam Microsoft Word dengan 1 kolom untuk abstrak

dan 2 kolom untuk isi. Ukuran kertas A4 dengan ukuran panjang (*height*) 29,7 cm, lebar (*width*) 21 cm dengan dimensi *Top* 3 cm, *Bottom* 2,5 cm, *Inside* 2,5 cm, *Outside* 2 cm, *Gutter* 1 cm, *Header* 1 cm dan *Footer* 1 cm. Jenis Huruf Bookman Old Style 10,5 pt, dan spasi

(line spacing) 1. Panjang naskah tidak melebihi 10 halaman termasuk tabel dan gambar.

Kerangka Tulisan disusun dengan urutan : Judul, Identitas Penulis, Abstrak, Kata Kunci, Pendahuluan, Metode, Hasil Pembahasan, Kesimpulan, Ucapan Terimakasih, dan Daftar Pustaka.

2 METODOLOGI

(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

Menguraikan tentang metode yang digunakan dalam penelitian termasuk data, peralatan, teori, diagram alir, beserta lokasi penelitian.

2.1 Lokasi dan Data

(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

2.2 Standarisasi data

(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

2.3 Metode Penelitian

(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

Persamaan matematis atau formula diberi nomor secara berurutan yang diletakkan di ujung kanan dalam tanda kurung. Apabila penulisan persamaan lebih dari satu baris maka penulisan nomor diletakkan pada baris terakhir. Penggunaan huruf sebagai simbol matematis dalam naskah ditulis dengan huruf miring (*Italic*) seperti x . Penjelasan persamaan diulas dalam naskah. Penurunan persamaan matematis atau formula tidak perlu dituliskan secara detil, cukup diberikan bagian yang terpenting, metode yang digunakan dan hasilnya.

$$D(t) = \Delta H(t) - Sq(t, m) \quad (1-1)$$

dengan $D(t)$ tingkat gangguan geomagnet, $\Delta H(t)$ variasi medan magnet komponen horizontal, $Sq(t, m)$ variasi hari tenang pada waktu t dan bulan m .

3 HASIL PEMBAHASAN

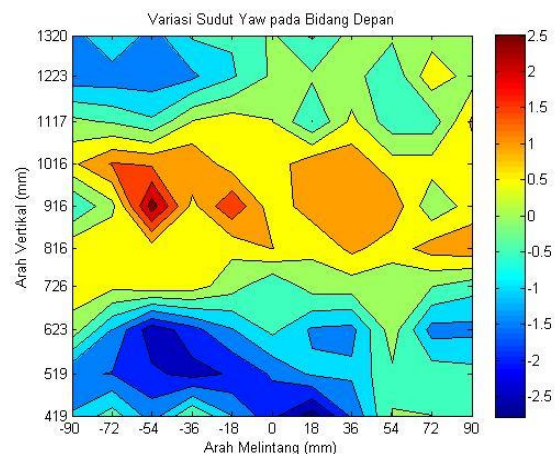
(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

Tabel dibuat ringkas dan diberi judul yang singkat tetapi jelas hanya menyajikan data yang esensial dan mudah dipahami. Tabel diberi catatan secukupnya, termasuk sumbernya, sehingga

tabel mampu menjelaskan informasi yang disajikan secara mandiri. Setiap tabel diberi nomor secara berurutan dan diulas di dalam naskah. Judul tabel diketik dengan jenis huruf Bookman Old Style 10,5 pt dan pada tulisan "Tabel 1:" "Tabel 2:" dan seterusnya diketik tebal.

Tabel yang ukurannya melebihi satu kolom, maka dapat menempati area dua kolom. Tabel tidak boleh dalam bentuk "picture", harus dalam bentuk tabel. Judul tabel dituliskan pada bagian atas tabel, rata tengah dan diberi tanda titik (.) pada akhir judul tabel.

Gambar, Grafik dan Foto harus tajam dan jelas agar cetakan berkualitas baik. Semua simbol di dalamnya harus dijelaskan. Seperti halnya tabel, keterangan pada gambar, grafik atau foto harus mencukupi agar tersaji secara mandiri. Gambar, grafik dan foto harus diulas di dalam naskah. Seperti halnya tabel, gambar, grafik dan foto yang ukurannya melebihi satu kolom, maka dapat menempati area dua kolom. Gambar, grafik dan foto memiliki kedalaman minimal 300 dpi.



Gambar 5-4: Distribusi sudut yaw pada bidang depan, $x = 2870$ mm 2013)

(9 pt, Bookman Old Style, bold)

Table 4-1: THRUST DAN EFISIENSI
(9 pt, Bookman Old Style, bold)

No.	Kondisi Terbang	$\Delta\eta$	ΔF
1	Cruise	54%	55%
2	Take-Off	16%	14%

4 KESIMPULAN

Hal-hal penting dalam naskah yang merupakan kesimpulan dari hasil penelitian atau kajian.

UCAPAN TERIMAKASIH

Wajib dituliskan penulis, ditujukan kepada pihak-pihak yang membantu penulis baik penyediaan data, pengerjaan data, serta Tim Redaksi Jurnal dan Mitra Bestari.

DAFTAR RUJUKAN

Referensi hendaknya dari sumber yang jelas dan terpercaya. Setiap referensi yang tercantum dalam daftar pustaka harus dikutip (disitir) pada naskah dan sebaliknya setiap kutipan harus tercantum dalam daftar pustaka. Penulisan acuan dalam pembahasan sebaiknya menggunakan "sistem penulis-tahun" yang mengacu pada karya pada daftar pustaka. Kutipan buku dalam bentuk saduran untuk satu sampai dua penulis ditulis nama akhir penulis dan tahun. Contoh: Muhammad Nasir dituliskan (Nasir, 2009).

Referensi primer lebih dari 80 % dan diterbitkan dalam 5-10 tahun terakhir. Referensi yang dicantumkan dalam naskah mengikuti pola baku dengan disusun menurut abjad berdasarkan nama (keluarga) penulis pertama dan tahun publikasi, dengan sistim sitasi *American Physiological Association 6th Edition*. Contoh penulisan di dalam Daftar Pustaka adalah sebagai berikut :

Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

Burton R. K., R. I. McPherron, C. T. Russell, 1975. *An Empirical Relationship Between Interplanetary Conditions*

and Dst, *J. Geophys. Res.*, 80(31), 4204-4214.

Buku

Ross, S. M., 2004. *Introduction to Probability and Statistics for Engineers and Scientists*, Burlington, Elsevier.

Artikel bagian dari Buku

Maris, G.; M.D. Popescu dan M. Mierla, 2004. *Soft X-Ray Solar Flarecycles*, dalam A.V. Stepanov; E.E. Benevolenskaya dan A.G. Kosovichev (editor), *Proceedings IAU Symposium*, no. 223, 73.

Skripsi/Tesis/Disertasi

Ameldam, P., 2012. *Pengujian Data NCEP-FNL Dan CCMP Untuk Potensi Energi Angin (Studi Kasus Di Jawa Barat)*, Skripsi ITB.

Naskah Prosiding

Avia, L. Q., A. Haryanto, N. Cholianawati dan B. Siswanto, 2010. *Identifikasi Awal Musim Kemarau dan Musim Hujan Berdasarkan Data Satelit TRMM*, Prosiding Seminar Penerbangan dan Antariksa 2010: Sub Seminar Sains Atmosfer dan Iklim. Serpong, 15 Nopember 2010.

Naskah Konferensi

Pontes, M-T, Sempreviva, AM, Barthelmie, R., Giebel, G., Costa, P., 2007. *Integrating Offshore Wind And Wave Resource Assessment*, Proc. 7th European Wave and Tidal Energy Conference, Porto, Portugal.

Naskah Laporan Hasil Penelitian

P3TKEBTKE-Kementerian ESDM, 2008. *Laporan Penelitian Kajian PLT Angin di Indonesia Bagian Timur*.

Naskah Online

Habby, J., 2011. *Applying Tropospheric Moisture to Forecasting, Meteorology Education*, diakses <http://weatherprediction.com>, 23 Desember 2014.

PEDOMAN BAGI PENULIS
JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA
(*Journal of Aerospace Technology*)

Jurnal Teknologi Dirgantara (*Journal of Aerospace Technology*) adalah jurnal ilmiah untuk publikasi penelitian dan pengembangan di bidang :

- a) Teknologi wahana roket, satelit dan pesawat terbang, dirgantara terapan seperti struktur mekanika, sistem catu daya dan kontrol termal wahana roket dan satelit, struktur kendali, konversi energi;
- b) Teknologi propulsi dan energik, seperti teknologi propelan, propulsi, uji statik propulsi, termodinamika;
- c) Teknologi peluncuran dan operasi antariksa serta teknologi peluncuran dan operasi antariksa serta teknologi transmisi komunikasi dan muatan dirgantara, seperti teknologi stasiun bumi penerima dan pemancar, teknologi transmisi gelombang elektromagnetik dan teknologi transmisi komunikasi serat optik, teknologi muatan, sistem telemetri penjejak.

Pengiriman Naskah

Naskah yang ditulis dalam bahasa Indonesia atau bahasa Inggris dikirim melalui e-mail (publikasi@lapan.go.id) atau file digital, ditujukan ke Sekretaris Dewan Penyunting Jurnal dengan alamat, Bagian Publikasi dan Promosi LAPAN, Jalan Pemuda Persil No. 1, Jakarta Timur 13220. Naskah diketik dua kolom dengan MS Word font 10,5 Bookman Old Styles (batas tengah 1 cm pada kertas A4 dengan spasi satu, batas kanan 2 cm, batas kiri 2,5 cm, batas atas 3 cm, dan batas bawah 2,5 cm). Judul huruf besar font 16.

Sistematika penulisan

Naskah terdiri dari halaman judul dan isi makalah. Halaman judul berisi judul yang ringkas tanpa singkatan nama (para) penulis tanpa gelar, instansi/peguruan tinggi, dan e-mail penulis utama. Halaman isi makalah terdiri dari (a) judul, (b) abstrak dalam bahasa Indonesia dan Inggris tidak lebih dari 200 kata, (c) batang tubuh naskah yang terbagi menjadi bab dan subbab dengan penomoran bertingkat (1. Pendahuluan; 2 Judul Bab; 2.1 Subbab tingkat pertama; 2.1.1 Subbab tingkat dua dan seterusnya), (d) Ucapan terima kasih yang lazim dan (e) daftar rujukan.

Gambar dan Tabel

Gambar atau foto harus dapat direproduksi dengan tajam dan jelas. Gambar atau foto warna hanya diterima dengan pertimbangan khusus. Gambar dan tabel dapat dimasukkan dalam batang tubuh atau dalam lampiran tersendiri. Untuk kejelasan penempatan dalam jurnal, gambar dan tabel harus diberi nomor sesuai nomor bab dan nomor urut pada bab tersebut, misalnya Gambar 2-2 atau Tabel 2-1. Gambar disertai keterangan singkat (bukan sekedar judul gambar) dan tabel disertai judul tabel.

Persamaan Satuan dan Data Numerik

Persamaan diketik atau ditulis tangan (untuk simbol khusus) dan diberi nomor di sebelah kanannya sesuai nomor bab dan nomor urutnya, misalnya persamaan (1-2). Satuan yang digunakan adalah satuan internasional (EGS atau MKS) atau yang lazim pada cabang ilmunya. Karena terbit dengan dua bahasa, angka desimal pada data numerik harus mengacu pada sistem internasional dengan menggunakan titik.

Rujukan

- PP No. 74, 2001. Peraturan Pemerintah Republik Indonesia Nomor 18 Tahun 1999 Tentang: *Pengelolaan Limbah Bahan Berbahaya dan Beracun*. Kementerian Lingkungan Hidup. Jakarta.
- Haryani, N. S., Hidayat, Sulma, S., dan Pasaribu, J. M., 2014. *Deteksi Limbah Acid Sludge Menggunakan Metode Red Edge Berbasis Data Penginderaan Jauh*, Jurnal Penginderaan Jauh dan Pengolahan data Citra Digital, Vol 11 No.2 Desember 2014.
- Center for International Forestry Research [CIFOR], 2012. *Forests and Climate Change Mitigation : What Policymakers Should Know*, Fact Sheet. No. 5, November 2012, MITIGATION, Key of Research Findings. CGIAR Research Programme.
- The National Geophysical Data Center (NOAA)-NASA. Sumber data VNF, 2014. Sumber: http://ngdc.noaa.gov/eog/viirs/download_2014_indonesia.html atau (Sumber LAPAN: <http://modis-catalog.lapan.go.id/monitoring/katalognpp#>).
- http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/data_prod/prog_sect11_3.html