

*Jurnal*

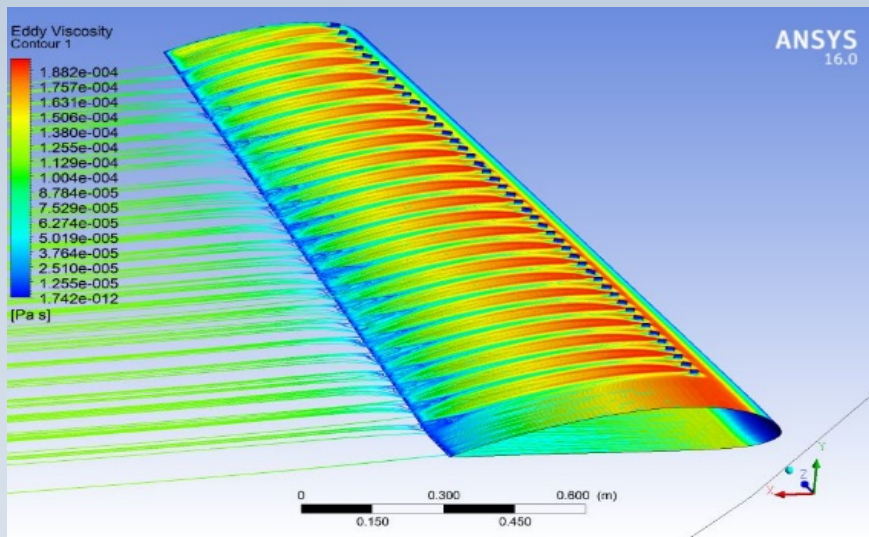
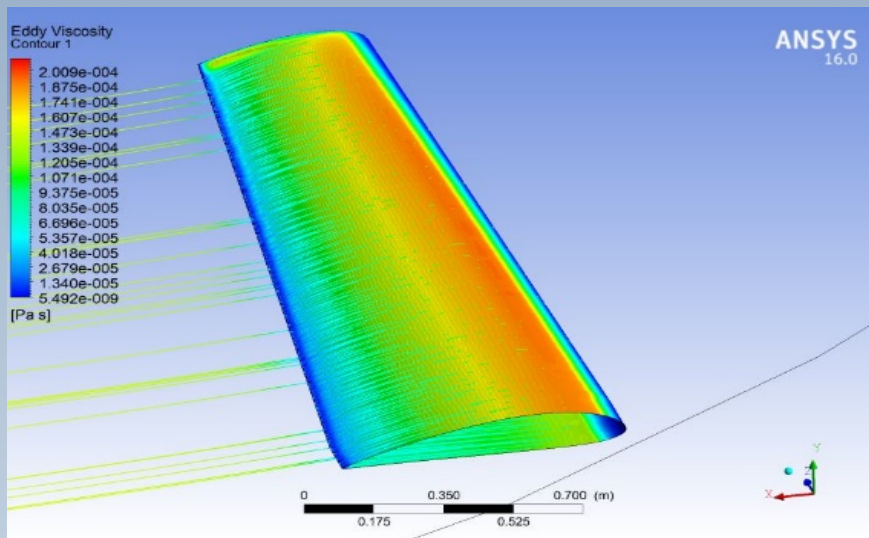
# TEKNOLOGI DIRGANTARA

**Journal of Aerospace Technology**

Vol. 18 No. 1 Juni 2020

ISSN 1412- 8063

Nomor : 21/E/KPT/2018



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

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

**Vol. 18 No. 1 Juni 2020**

**ISSN 1412- 8063**

**Nomor : 21/E/KPT/2018**

## **DAFTAR ISI**

<p><b>ANALISIS POSISI ANTENA AIS UNTUK MISI PEMANTAUAN KAPAL SATELIT SAR MIKRO LAPAN (ANALYSIS OF AIS ANTENA POSITION FOR SHIP MONITORING MISSION OF LAPAN SAR SATELLITE)</b> Dwiyanto, Ade Putri Septi Jayani</p>	<p>Halaman 1-14</p>
<p><b>ANALISA PEMILIHAN BENTUK VORTEX GENERATOR UNTUK SAYAP PESAWAT LSU-05 MENGGUNAKAN METODE NUMERIK (ANALYSIS OF VORTEX GENERATOR SELECTION FOR LSU-05 AIRCRAFT USING NUMERICAL METHODS)</b> Dana Herdiana, Firman Hartono</p>	<p>15-29</p>
<p><b>KALIBRASI RADIOMETRIVICARIOUS KAMERA MULTISPEKTRAL SATELIT LAPAN-A3/IPB DI WILAYAH BUKIT JADDIH MADURA (VICARIOUS RADIOMETRIC CALIBRATION OF LAPAN-A3/IPB SATELLITE MULTISPECTRAL IMAGER IN JADDIH HILL MADURA)</b> Sartika Salaswati, Patria Rachman Hakim, A Hadi Syafrudin, Rommy Hartono, Satriya Utama, Agus Herawan, Rakhmat Yatim, Rifki Ardinal, Bambang Sigit Pamadi</p>	<p>31-41</p>
<p><b>PERHITUNGAN FAILURE INDEX STRUKTUR SAYAP PESAWAT TERBANG TANPA AWAK Ai-X1 DENGAN MENGGUNAKAN KRITERIA TSAI-HILL DISIMULASIKAN DENGAN METODE ELEMEN HINGGA (DETERMINATION OF FAILURE INDEX OF WING STRUCTURE UAV Ai-X1 BY USING TSAI-HILL CRITERION SIMULATED IN FINITE ELEMENT METHOD)</b> Lenny Iryani, Singgih Satrio Wibowo</p>	<p>43-51</p>
<p><b>KARAKTERISASI UKURAN DAN BENTUK AMONIUM PERKLORAT CHINA, KOREA SELATAN DAN INDONESIA SERTA POTENSI PENGARUHNYA TERHADAP KARAKTERISTIK PROPELAN (SIZE AND SHAPE CHARACTERIZATION OF AMMONIUM PERCHLORATE PARTICLE FROM CHINA, SOUTH KOREA AND INDONESIA AND POTENTIAL EFFECT ON THE PROPELANT CHARACTERISTICS)</b> Jones Hutauruk, Romie Oktovianus Bura, Heri Budi Wibowo</p>	<p>53-61</p>
<p><b>ROLL AMPLIFICATION OF SOLID ROCKET MOTOR IN LAPAN SOUNDING ROCKET (AMPLIFIKASI PUTAR GULING MOTOR ROKET PADAT DI ROKET SONDA LAPAN)</b> O. Suidiana, P. Teofilatto</p>	<p>63-72</p>
<p><b>INCREASING DIGITAL DATA SENT WITH PULSE CODE MODULATION METHOD (PENINGKATAN PENGIRIMAN DATA DIGITAL DENGAN METODE PULSE CODE MODULATION)</b> Effendi Dodi Arisandi</p>	<p>73-80</p>

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

Vol. 18 No. 1 Juni 2020

ISSN 1412- 8063

Nomor: 21/E/KPT/2018

## **SUSUNAN DEWAN PENYUNTING JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA**

### **Penyunting**

#### **• Ketua**

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

#### **• Anggota**

Dr. Harry Septanto, M.T (Avionik, Sistem Kendali, Instrumentasi dan Kontrol)  
Drs. Agus Harno Nurdin Syah, M.Si (Getaran Mekanik, Istrumentasi dan Tekologi Pengujian)  
Prof. Dr. Wahyu Widada (Sistem Elektrik Ruang Angkasa)  
Dr. Kendra Hartaya, M.Si., APU (Propelan, Piroteknik dan Material Penahan Panas)  
Dr . Efendi Dodi Arisandi (Avionik, Sensor Dirgantara)  
Dr. Mabe Siahaan, M.Si (Konversi Energi Dirgantara)  
Ir. Atik Bintoro, MT., APU (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)  
Herma Yudhi Irwanto, M. Eng (Avionik, Sistem Kontrol Penerbangan)  
Ahmad Jamaludin Fitroh, M.T. (Sistem Propulsi)  
Farohaji Kurniawan, PhD. (Antena dan Propagasi, Radar, Control System)  
Ery Fitrianingih, S.T.M.Sc. (Astrodinamika dan Sistem Luar Angkasa)

### **Mitra Bestari**

Dr. Firman Hartono, S.T., M.T (Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung)  
Dr. Waspada Kurniadi (Teknik Pertambangan)/Universitas Muhammadiyah Tasikmalaya  
Dr. Ridanto Eko Putro (Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung)

## **SUSUNAN SEKRETARIAT REDAKSI JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA**

### **Pemimpin Umum**

Ir. Mujtahid, M.T.

### **Pemimpin Redaksi Pelaksana**

Wahyudi Hasbi, S.Si,M.Kom.

### **Redaksi Pelaksana**

Dr. Arif Nur Hakim, M.Eng. Savira Arum dini, S.I.Pus.  
Dipl.Ing. Agus Bayu Utama, M.Sc.ME. Nurrochman Ferdiansyah, S.Kom.  
Desy Viani, S.I.Kom. Abdul Azis, ST

### **Redaktur**

Ir. Widodo Slamet, M.T.  
Dr. Eng. Agus Hendra Wahyudi  
Frida Kurniawati, S.T.

### **Editor**

Sayr Bahri, S.T  
Sony Dwi Harsono, ST., M.Eng  
Idris Eko Putro, S.T., M.Sc.AE.

### **Tata Letak**

Afrido Prayogi S.T  
Endar Wuriyanto, S.T.  
Renny Agustina Astuti, S.Pd

Berdasarkan Kutipan dari Keputusan Direktur Jenderal Penguatan Riset dan Pengembangan, Kementerian Riset, Teknologi, dan Pendidikan Tinggi Republik Indonesia Nomor: 21/E/KPT/2018 ditetapkan Jurnal Teknologi Dirgantara Sebagai Jurnal Ilmiah **Terakreditasi**

*Gambar cover: Sayap tanpa vortex generator (atas) Sayap dengan vortex generator (bawah)*

### **Alamat Penerbit :**

LAPAN, Jl. Raya Lapan No.2 Mekarsari, Rumpin Bogor 16350, Jawa Barat  
Email: [publikasi@lapan.go.id](mailto:publikasi@lapan.go.id) Situs : <http://www.lapan.go.id> & <http://www.jurnal.lapan.go.id>

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

Vol. 18 No. 1 Juni 2020

ISSN 1412- 8063

Nomor: 21/E/KPT/2018

## DARI REDAKSI

Sidang Pembaca yang kami hormati,

Puji syukur, kita panjatkan kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 18, No. 1, Juni 2020 hadir ke hadapan sidang pembaca dengan menyetengahkan 7 (tujuh) artikel sebagai berikut, Analisis posisi antena AIS untuk misi pemantauan kapal satelit SAR mikro lapan (analysis of AIS antenna position for ship monitoring mission of LAPAN SAR satellite) ditulis oleh Dwiyanto, Ade Putri Septi Jayani. Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan penempatan antena AIS yang optimal untuk di satelit LAPAN SAR; Analisa pemilihan bentuk vortex generator untuk sayap pesawat LSU-05 menggunakan metode numerik (analysis of vortex generator selection for LSU-05 aircraft using numerical methods) ditulis oleh Dana Herdiana, Firman Hartono. Makalah ini mempresentasikan investigasi pemilihan bentuk vortex generator untuk sayap pesawat LSU-05 menggunakan metode numerik; Kalibrasi radiometrik kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB di wilayah Bukit Jaddih Madura (vicarious radiometric calibration of LAPAN-A3/IPB satellite multispectral imager in Jaddih Hill Madura) ditulis oleh Sartika Salaswati, Patria Rachman Hakim, Hadi Syafrudin, Rommy Hartono, Satriya Utama, Agus Herawan, Rakhmat Yatim, Rifki Ardinal, Bambang Sigit Pamadi. Penelitian ini bertujuan untuk menghasilkan nilai koefisien radiansi kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB berdasarkan pengukuran kalibrasi lapangan yang dilakukan di wilayah lain yaitu Bukit Jaddih Madura; Perhitungan failure index struktur sayap pesawat terbang tanpa awak Ai-X1 dengan menggunakan kriteria Tsai-Hill disimulasikan dengan metode elemen hingga (determination of failure index of wing structure UAV Ai-X1 by using Tsai-Hill criterion simulated in finite element method) ditulis oleh Lenny Iryani, Singgih Satrio Wibowo. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui kekuatan struktur pesawat terbang tanpa awak (PTTA) Ai-X1 yang terbuat dari material komposit; Karakterisasi ukuran dan bentuk amonium perklorat China, Korea Selatan dan Indonesia serta potensi pengaruhnya terhadap karakteristik propelan (size and shape characterization of ammonium perchlorate particle from China, South Korea and Indonesia and potential effect on the propellant characteristics) ditulis oleh Jones Hutauruk, Romie Oktovianus Bura, Heri Budi Wibowo. Tulisan ini bertujuan untuk memperoleh karakteristik partikel amonium perklorat yang selama ini digunakan oleh PUSTEKROKET LAPAN; Roll amplification of solid rocket motor in LAPAN sounding rocket (amplifikasi putaran motor roket padat di roket sonda LAPAN) ditulis oleh O. Suidiana, P. Teofilatto. Penelitian ini bertujuan untuk memodelkan amplifikasi putaran gasing sebagai efek gerakan berputar-putar dari bagian gas buang yang berpartisipasi dalam dinamika rotasi dari roket dibandingkan dengan mengalir keluar langsung dari ruang bakar; Increasing digital data sent with pulse code modulation method (peningkatan pengiriman data digital dengan metode pulse code modulation) ditulis oleh Effendi Dodi Arisandi. Penelitian ini fokus pada penerapan metode PCM dengan menggunakan modul FPGA sebagai pengirim dan penerima dengan menggunakan kabel sebagai media transmisi datanya.

Demikianlah 7 artikel yang kami sajikan dalam Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 18, No. 1, Juli 2020. 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.

Bogor, Juni 2020

Redaksi



# **ANALISIS POSISI ANTENA AIS UNTUK MISI PEMANTAUAN KAPAL SATELIT SAR MIKRO LAPAN (ANALYSIS OF AIS ANTENA POSITION FOR SHIP MONITORING MISSION OF LAPAN SAR SATELLITE)**

**Dwiyanto, Ade Putri Septi Jayani**

Pusat Teknologi Satelit, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

e-mail: dwiyanto@lapan.go.id

Diterima: 2 Juli 2019; Direvisi: 22 Agustus 2019; Disetujui : 28 Oktober 2019

## **ABSTRACT**

*The trend of the application of AIS data usage is currently growing with the installation of AIS receivers on satellites. Different placements of antenna position will produce different coverage area as well. It will affect the AIS data that can be received by the AIS receiver on the satellite. The combination of AIS and SAR data from satellites is now increasingly an option to monitor marine crime continuously, especially for a wide waters area such as in Indonesia. Coverage of AIS antenna can also affect the possibility of combining AIS data and SAR data. In this research, a simulation of AIS antenna placement on satellites in several positions will be carried out to obtain the optimal position on the satellite by analyzing the link margin value of the AIS signal generated at each position. The purpose of this study is to obtain an optimal AIS antenna placement for LAPAN SAR satellites. The simulation and calculation show that antenna placement on the Y axis is of the satellite is the optimal position to be used on SAR satellites. In this antenna position the antenna has a narrow coverage which is extends in the direction of the Y axis so it will reduce the amount of data collision. In this position coverage AIS is also in line with SAR coverage so that when the AIS data is received from the ship it is the same as when the ship is detected by SAR sweeps.*

Keywords: AIS, Antena, SAR, Link Margin, Coverage

## ABSTRAK

Kecenderungan aplikasi penggunaan data AIS semakin berkembang dengan dipasangnya *receiver* AIS di satelit. Penempatan antena AIS pada posisi yang berbeda akan menghasilkan luasan dan bentuk *coverage* yang berbeda juga. Hal ini akan mempengaruhi data AIS yang dapat diterima oleh *receiver* AIS di satelit. Saat ini kombinasi antara data AIS dan data SAR dari satelit semakin menjadi pilihan untuk memantau kejahatan kelautan secara kontinu khususnya untuk wilayah perairan yang luas seperti di Indonesia. *Coverage* antena AIS juga akan mempengaruhi kemungkinan penggabungan antara data AIS dan data SAR. Dalam penelitian ini akan dilakukan simulasi penempatan antena AIS di satelit pada beberapa posisi untuk mendapatkan posisi yang optimal di satelit dengan menganalisa nilai *link margin* sinyal AIS yang dihasilkan pada masing masing posisi. Tujuan penelitian ini adalah mendapatkan penempatan antena AIS yang optimal untuk di satelit LAPAN SAR. Hasil simulasi dan perhitungan yang dilakukan bisa diketahui bahwa penempatan antena pada sumbu Y satelit merupakan posisi yang optimal untuk digunakan dalam satelit SAR. Pada posisi ini antena memiliki *coverage* yang cukup sempit dan memanjang sejajar sumbu Y sehingga akan mengurangi jumlah *data collision*. Selain itu pada posisi ini *coverage* AIS juga sebidang dengan *coverage* SAR sehingga waktu diterimanya data AIS dari kapal sama dengan saat kapal terdeteksi oleh sapuan SAR.

Kata kunci: AIS, Antena, SAR, Link Margin, coverage

### 1 PENDAHULUAN

*Automatic Identification System* (AIS) adalah sebuah sistem yang mampu menyediakan informasi kapal dan mengirimnya dari kapal ke kapal maupun dari kapal ke darat melalui stasiun penerima menggunakan gelombang radio VHF secara otomatis (Saputra, 2016). Frekuensi AIS yang digunakan saat ini adalah pada Channel 87B (161.975Mhz), 88B (162.025Mhz). Modulasi yang digunakan adalah GMSK dengan kecepatan data 9,6 kbps (ITU, 2014). Dalam beberapa tahun terakhir, pelanggaran hukum dengan menggunakan kapal telah menjadi perhatian banyak negara sehingga sistem pemantauan kapal yang menggabungkan antara kapasitas informasi yang kuat dari teknologi AIS dengan jangkauan global dari teknologi satelit telah dimulai dan terus dilanjutkan sejak awal abad ini (Chen, 2014).

Satelit SAR LAPAN sebagai satelit LAPAN generasi selanjutnya memiliki misi yang salah satunya adalah untuk pemantauan lalu lintas kapal (Triharjanto, 2018). Selain membawa muatan SAR, satelit SAR LAPAN juga membawa muatan AIS dimana data AIS ini nantinya akan digunakan untuk mengakuisisi data kapal – kapal yang terdeteksi oleh muatan SAR. Kombinasi dua data ini nantinya bisa digunakan untuk memetakan dan mengidentifikasi kapal untuk mengurangi *illegal fishing* dan tindak kejahatan di laut. Untuk dapat digabungkan dengan data SAR, antena AIS harus memiliki wilayah sapuan yang sama dengan sapuan antena SAR. Hal ini akan memudahkan dalam analisis saat data AIS dan kapal digabungkan (Chaturvedi, 2012).

Pengembangan sistem AIS berbasis satelit telah dilakukan oleh beberapa negara termasuk Indonesia dimana satelit LAPAN membawa muatan AIS di

satelit LAPAN-A2 dan LAPAN-A3. Satelit LAPAN A2 dan LAPAN A3 yang dilengkapi penerima AIS saat ini bisa menerima banyak data AIS akan tetapi masih banyak data yang mengalami kerusakan. Hal ini disebabkan karena adanya saturasi di lokasi yang jumlah kapasitas kapal yang besar, juga karena kualitas transmisi yang dihasilkan kapal kurang baik (Karim, 2018). Salah satu karakteristik *receiver* AIS adalah semakin banyak jumlah kapal yang melebihi jumlah slot TDMA menyebabkan data yang bisa diterima dengan benar semakin kecil. Selain jumlah kapal yang banyak, penerimaan sinyal AIS dari kapal yang berjauhan dan tidak tersinkronisasi akan menyebabkan terjadinya tabrakan sinyal dan akan menyebabkan penurunan kualitas sinyal yang bisa didekodekan (Clazzer, 2014).

Beberapa metode dilakukan untuk menaikkan tingkat kesuksesan dalam mendekode sinyal AIS yang diterima oleh satelit. Ada juga penelitian yang mengusulkan penggunaan *beam scanning* antena untuk meningkatkan kapasitas data AIS yang bisa di terima *receiver* AIS. Metode ini bertujuan untuk memecah *coverage* satelit dalam beberapa *subcoverage* yang lebih sempit dengan cara menggunakan beberapa antena dengan arah radiasi yang berbeda. Selain besaran signal yang diterima lebih besar juga mempersempit wilayah *coverage* tiap antena, sehingga jumlah kapal yang diterima lebih sedikit dan akhirnya peluang terjadinya tabrakan sinyal semakin kecil (Harchowdhury, 2015).

Pergerakan satelit terhadap kapal juga akan menyebabkan terjadinya efek Doppler dalam frekuensi sinyal yang diterima *receiver*. Dengan tersebarnya posisi kapal terhadap satelit maka akan menyebabkan variasi Doppler sinyal yang tinggi. Penambahan bandwidth

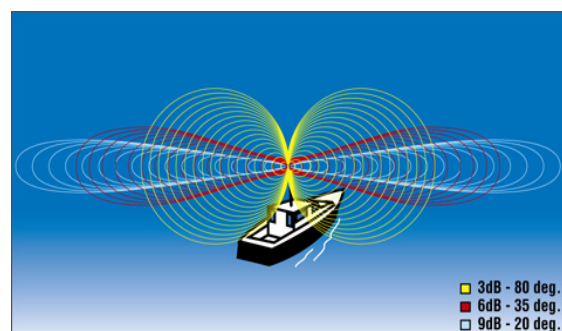
*receiver* dilakukan untuk mengkompensasi efek Doppler yang terjadi (Reiten, 2007).

Tujuan penelitian ini adalah mendapatkan penempatan antena AIS yang optimal untuk satelit LAPAN SAR. Posisi antena yang ingin dicapai adalah posisi yang bisa menerima sebanyak mungkin data AIS di sekitar orbit satelit, mempunyai kesamaan waktu antara data AIS sebuah kapal dengan waktu saat kapal tersapu oleh SAR. Serta posisi antena yang mungkin bisa mengurangi terjadinya *collision* sinyal AIS yang diterima satelit.

## 2 METODOLOGI

Metodologi yang digunakan dalam penelitian yang dilakukan adalah dengan melakukan simulasi penempatan antena AIS pada beberapa posisi dengan menggunakan perangkat lunak.

Sesuai dengan ketentuan organisasi maritim internasional (IMO), antena AIS di kapal adalah antena vertikal dengan pola radiasi *omnidirectional* (IMO SN/Circ.227, 2002). Berbagai macam antena vertikal di pasaran bisa digunakan untuk komunikasi AIS baik yang mempunyai *gain* besar maupun kecil. Gambaran pola radisasi antena ini digambarkan dalam Gambar 2-1. (Burder, 2019).

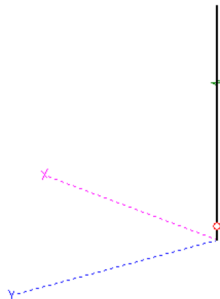


Gambar 2-1: Tipikal penempatan antena AIS diatas kapal. (Burder, 2019)

Dalam simulasi yang dilakukan menggunakan perangkat lunak MMANA-GAL, asumsi pemasangan antena di

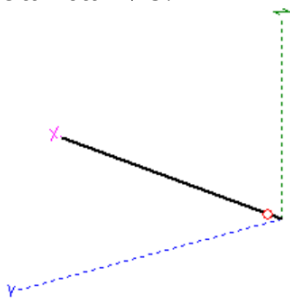
satelit adalah antena *monopole*  $\frac{1}{4} \lambda$  dengan beberapa posisi penempatan antena yaitu:

1. 1 antena mengarah ke titik pusat bumi atau nadir pointing, seperti ditunjukkan pada Gambar 2-2.



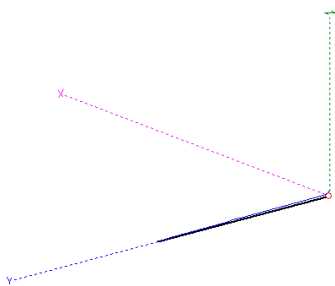
Gambar 2-2: Penempatan antena sejajar sumbu Z

2. 1 antena dengan posisi sejajar sumbu arah pergerakan satelit (sumbu X), seperti ditunjukkan pada Gambar 2-3.



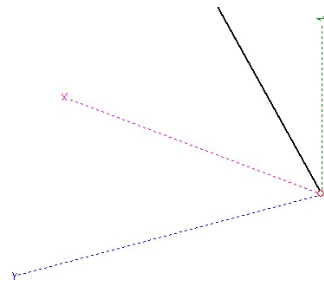
Gambar 2-3: Penempatan antena sejajar sumbu X

3. 1 antena dengan posisi tegak lurus sumbu arah pergerakan satelit (sumbu Y), seperti ditunjukkan pada Gambar 2-4.



Gambar 2-4: Penempatan antena sejajar sumbu Y

4. 1 antena dengan posisi  $45^\circ$  terhadap sumbu X dan  $45^\circ$  terhadap sumbu Z, seperti ditunjukkan pada Gambar 2-5.



Gambar 2-5: Penempatan antena  $45^\circ$  terhadap sumbu X dan sumbu Z

Dari tiap – tiap posisi penempatan antena dilakukan simulasi pola radiasi antena yang dihasilkan dan selanjutnya dilakukan perhitungan dan analisa *link margin*-nya.

*Link margin* sistem komunikasi satelit dipengaruhi oleh parameter komunikasi pemancar dan penerima seperti daya keluaran pemancar, penguatan dan pola radiasi antena serta lainnya seperti *Free Space Loss*,  $E_b/N_0$  yang digunakan. *Free Space Loss* adalah rugi – rugi ruang bebas yang dipengaruhi oleh jarak stasiun bumi ke satelit dan besarnya frekuensi pembawa yang digunakan dalam transmisi radio. *Free Space Loss* dapat dihitung dengan persamaan berikut (Fred J., 1999):

$$L_{fs}(dB) = 10 \log \left( \frac{4\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad (2-1)$$

Dimana ,  $L_{fs}$  adalah *Path loss*,  $D = slant range$  (m) dan  $\lambda =$  panjang gelombang.

Nilai  $E_b/N_0$  ini merepresentasikan berapa energi per bit data dibanding kerapatan *noise* (*noise density*).  $E_b/N_0$  dapat dihitung dengan persamaan dasar berikut (Fred J., 1999):

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{PL_l G_t L_s L_a G_r}{k T_s R} \quad (2-2)$$

Dimana  $E_b/N_o$  adalah energi per bit data dibanding kerapatan noise,  $P$  adalah daya pancar transmitter,  $L_l$  adalah redaman kabel dari transmitter ke antena pemancar,  $G_t$  adalah gain antena pemancar,  $L_s$  adalah path loss,  $L_a$  adalah redaman dari antena penerima ke receiver,  $G_r$  adalah gain antena penerima,  $k$  adalah konstanta Boltzmann,  $T_s$  adalah temperature sistem dan  $R$  adalah kecepatan transmisi data.

Link margin merupakan perbedaan antara sensitivitas receiver dengan daya receiver sesungguhnya. Link margin dapat dihitung dengan persamaan berikut:

$$Link\ margin = \frac{E_b}{N_o} - \frac{E_b}{N_o} required \quad (2-3)$$

Dimana  $E_b/N_o$  minimal yang dibutuhkan untuk komunikasi AIS menggunakan modulasi GMSK dimana

dengan nilai BER  $10^{-5}$  adalah 9,6 dB (Fred J., 1999).

### 3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Parameter yang digunakan dalam perhitungan awal link margin AIS merujuk pada sistem AIS standar di kapal dan sebagai penerimanya menggunakan modul receiver AIS khusus satelit. Sistem AIS didesain untuk komunikasi terestrial maka antena tipikal yang digunakan oleh transceiver AIS adalah antena dengan polarisasi vertikal yang ditempatkan di atas kapal. Dengan menggunakan antena ini pola radiasi antena berbentuk donat dengan medan elektromagnetik akan tersebar ke samping. Karena orientasi satelit terhadap kapal berubah-ubah, maka pada saat terjadi mismatched polarization akan terjadi penurunan nilai gain. Parameter AIS yang digunakan ditunjukkan dalam Tabel 3-1.

**Tabel 3-1:** PARAMETER AIS KAPAL DAN SATELIT

AIS	Parameter	Nilai	Satuan
Tx (Kapal)	Frekuensi	162.025.000	Hz
	Panjang Gelombang	1,8515661	m
	Transmision Loss	2	dB
	Pointing Loss	0,5	dB
	Data Rate	9.600	bps
	RF Power Output	12,5 (kelas A) 5 (kelas B)	Watt
	Gain Antena	2,1 (maks)	dB
	Bandwidth	25000	Hz
Rx (Satelit)	Gain Antena Satelit	2,1 (maks)	dBw
	Transmision Loss	0,5	dB
	K(Konst.Boltzman)	1,38E-23	J/K
	T Antena	290	K
	G/T Ant Rx Satelit	-23,01029996	dB/K
	Sensitivitas receiver	-126	dBm @ 20% PER

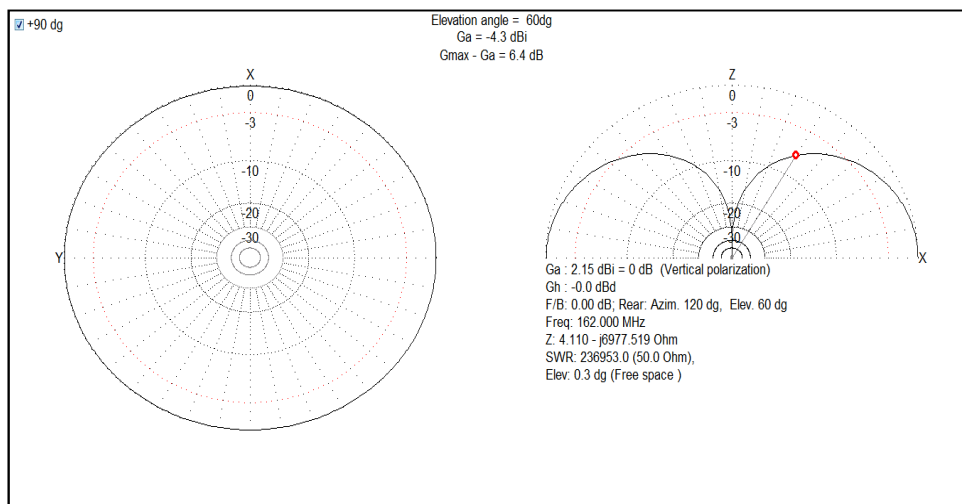


Hasil simulasi penempatan antenna AIS adalah sebagai berikut:

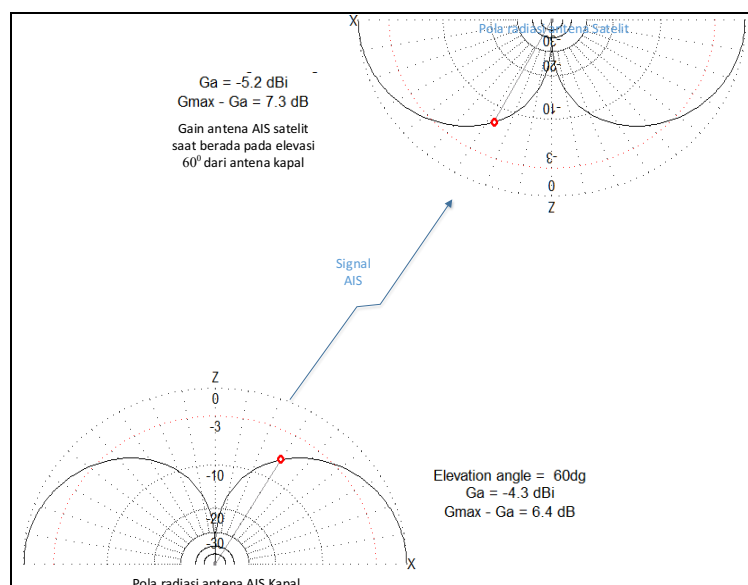
1. Posisi *nadir pointing*.

Jika asumsi antenna AIS yang digunakan baik di kapal maupun di satelit adalah antenna *monopole*  $\frac{1}{4} \lambda$  maka berdasarkan simulasi yang dilakukan pancaran pola radiasi antenna keduanya dapat ditunjukkan dalam Gambar 3-1. Hasil simulasi menunjukkan terjadi penurunan *gain* antenna dari elevasi  $0^\circ$  hingga  $90^\circ$ . Pada sudut elevasi  $60^\circ$  gain antenna mengalami penurunan hingga 6,4 dB. Pada elevasi ini

signal AIS kapal dideteksi satelit pada sudut  $27^\circ$ , dimana di sudut ini *gain* antenna penerima AIS satelit mengalami penurunan hingga 7,3 dB. Total penurunan signal dari kombinasi *gain* antenna di kedua sisi pada kondisi ini adalah 13,7 dB. Penurunan *gain* antenna AIS ini nantinya akan dijadikan acuan penghitungan *link margin* komunikasi AIS antara kapal dan satelit. Gambaran komunikasi pada posisi ini ditunjukkan dalam Gambar 3-2.



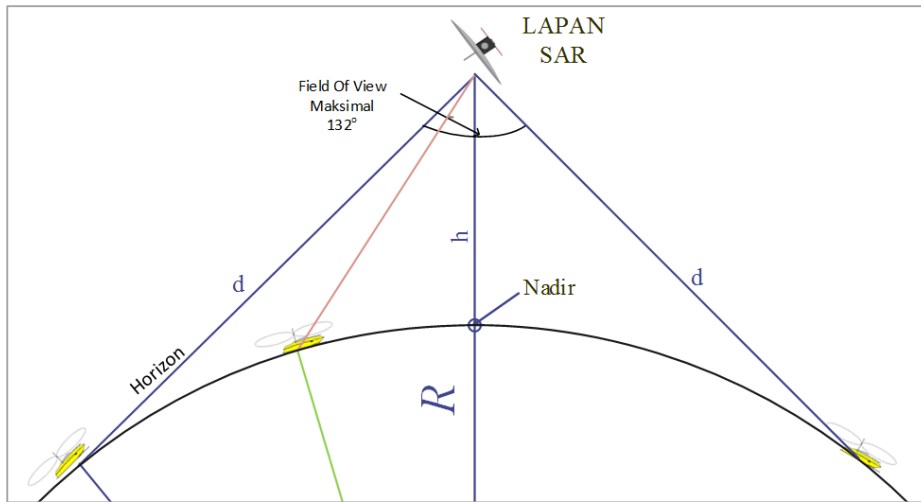
Gambar 3-1: Pola Radiasi antenna monopole  $\frac{1}{4} \lambda$



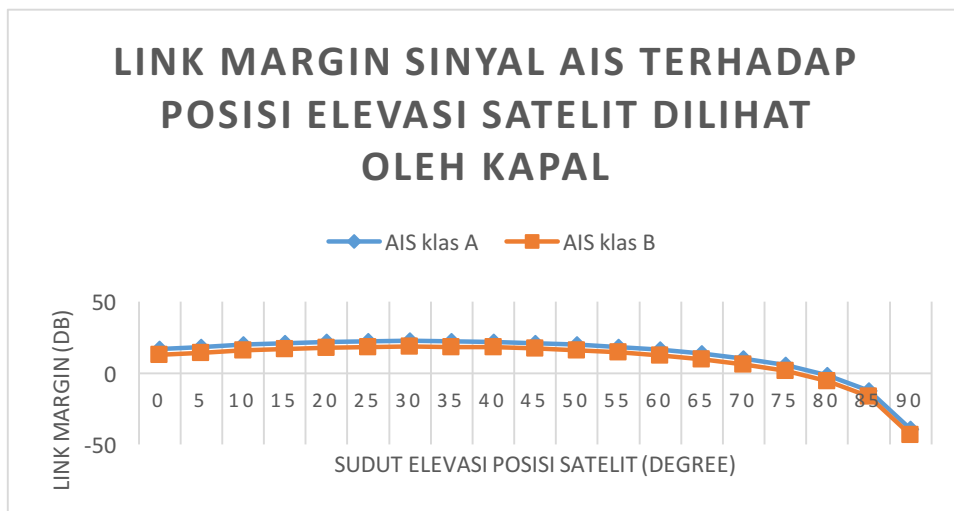
Gambar 3-2: Gambaran komunikasi signal AIS kapal dan satelit pada posisi elevasi satelit  $60^\circ$

Komunikasi antara satelit dan kapal akan terjadi jika antena satelit dan kapal pada posisi *line of sight*. Kondisi *line of sight* pada kapal terjadi jika satelit berada diatas garis horizon kapal (elevasi 0°), sedangkan pada satelit bergantung pada *field of view* antena satelit. Dalam simulasi tersebut asumsi ketinggian satelit adalah 600 km diatas permukaan bumi. Gambaran geometris posisi satelit, bumi dan kapal menunjukkan kapal dapat dilihat

oleh satelit mulai sudut 66° dari arah posisi nadir. Sehingga jika *field of view* antena satelit adalah 132° maka akan memungkinkan satelit menerima sinyal AIS kapal dari segala arah. Gambar kondisi ini ditunjukkan dalam Gambar 3-3. Dengan menggunakan simulasi antena yang ditunjukkan dalam Gambar 3-1 dan 3-2, dapat diketahui perubahan *gain* antena pada tiap posisi satelit terhadap sudut elevasi antena kapal.



Gambar 3-3: Geometri posisi satelit, bumi dan kapal pada komunikasi AIS.



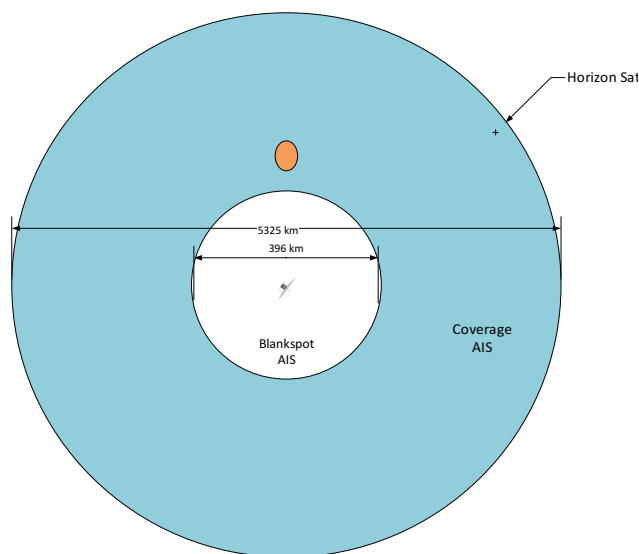
Gambar 3-4 : Grafik perbedaan *link margin* AIS kelas A dan B posisi elevasi satelit terhadap antena kapal

Nilai link margin AIS baik tipe AIS kelas A dan kelas B dihitung untuk tiap posisi dan *path loss* yang terjadi pada posisi tersebut. Perhitungan dilakukan dari nilai posisi satelit pada elevasi  $0^\circ - 90^\circ$ . Grafik hasil perhitungan *link margin* untuk tiap kelas AIS ditunjukkan dalam Gambar 3-4. Dari Grafik 3-4, dapat dilihat dimana penurunan *link margin* secara signifikan terjadi mulai saat satelit mulai berada pada sudut elevasi  $70^\circ$  ke atas. *Link margin* di atas 3 dB untuk AIS kelas B saat sudut elevasi di bawah  $70^\circ$  sedangkan untuk kelas A saat posisi satelit di bawah elevasi  $75^\circ$ . Dengan perhitungan ini dapat ditunjukkan bahwa akan terjadi perpotongan ruang sapuan antara sapuan muatan SAR dan muatan AIS. Perhitungan selanjutnya yang dilakukan adalah memasukkan parameter baik *transmitter* di kapal maupun *receiver* AIS. Jika elevasi  $66^\circ$  adalah elevasi tertinggi sinyal

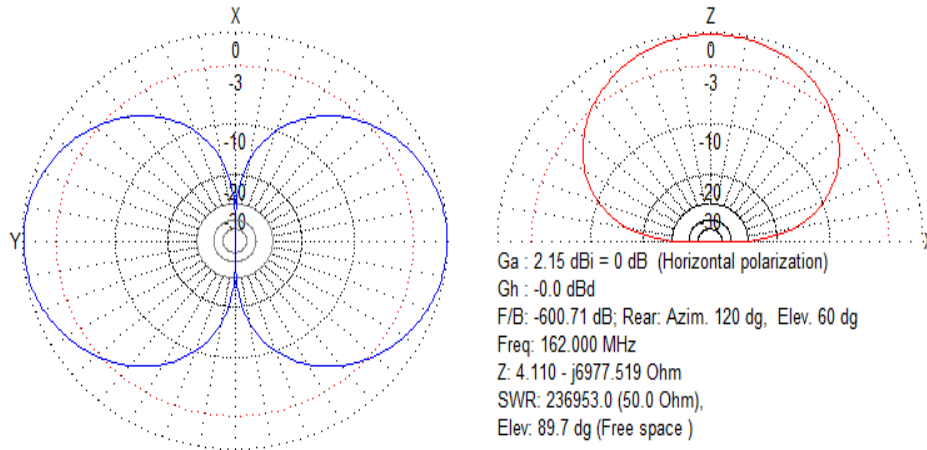
berdasarkan *gain* tx AIS kapal dan *gain* antenna *receiver* AIS satelit AIS dapat terdeteksi satelit maka gambaran *coverage* satelit ditunjukkan dalam Gambar 3-5.

2. Posisi sejajar sumbu X.

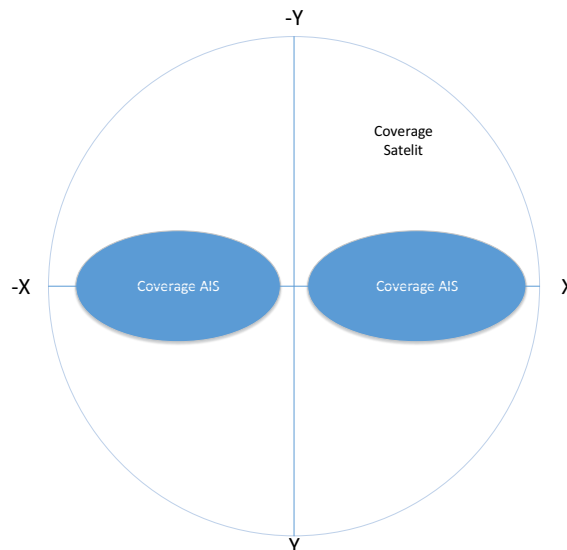
Selanjutnya dilakukan analisis untuk penempatan antenna AIS di satelit pada sumbu X satelit. Untuk simulasi posisi antenna ini tidak dilakukan perhitungan *link margin* karena pemilihan posisi optimal didasarkan pada *coverage* antenna. Hasil simulasi yang didapatkan pola radiasi antenna ini ditunjukkan dalam Gambar 3-6. Dengan menggunakan urutan perhitungan yang sama dengan simulasi antenna dengan posisi pertama maka didapatkan bahwa *coverage* antenna AIS satelit adalah kapal kapal di sekitar lokasi kapal pada sumbu satelit X positif dan X negatif. Hasil simulasi ini ditunjukkan dalam Gambar 3-7.



Gambar 3-5: Gambaran coverage antenna AIS satelit posisi sumbu Z



Gambar 3-6: Gambaran hasil simulasi pola radiasi antenna AIS penempatan sejajar sumbu X satelit

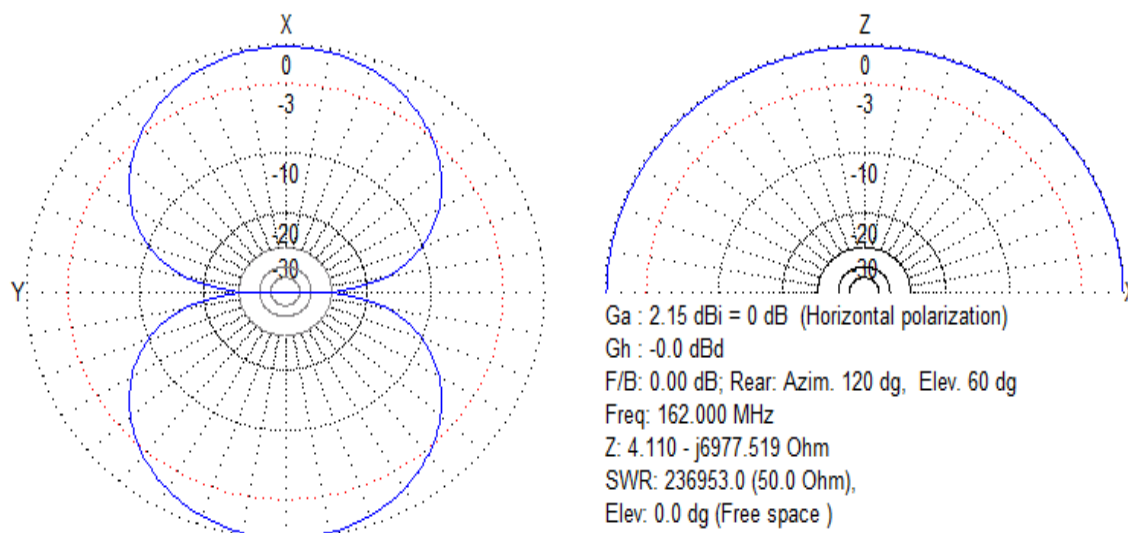


Gambar 3-7: Gambaran *coverage* antenna AIS satelit terhadap AIS kapal untuk antenna satelit sejajar sumbu X

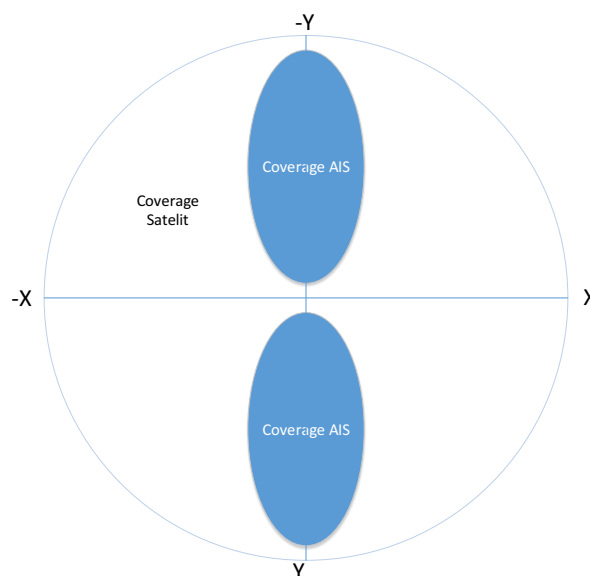
3. Posisi sejajar sumbu Y.

Selanjutnya dilakukan simulasi ketiga yaitu penempatan antenna AIS di satelit sumbu Y satelit. Untuk simulasi posisi antenna ini tidak dilakukan perhitungan *link margin* karena pemilihan posisi optimal didasarkan pada *coverage* antenna. Pola radiasi antenna pada

posisi ini ditunjukkan dalam Gambar 3-8. Hasil simulasi didapatkan bahwa *coverage* antenna AIS satelit adalah kapal kapal di sekitar lokasi kapal pada sumbu satelit Y positif dan Y negatif seperti ditunjukkan dalam Gambar 3-9.



Gambar 3-8: Gambaran hasil simulasi pola radiasi antenna AIS penempatan antenna sejajar sumbu Y satelit

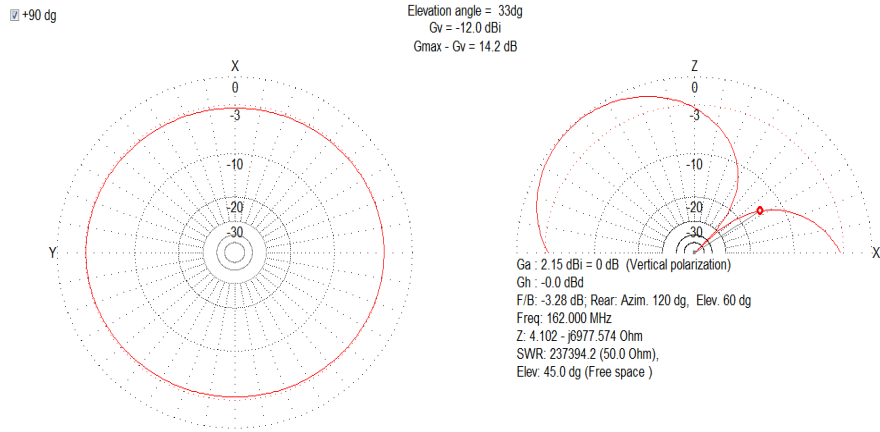


Gambar 3-9: Gambaran simulasi dan *coverage* antenna AIS satelit terhadap AIS kapal untuk antenna satelit sejajar sumbu Y

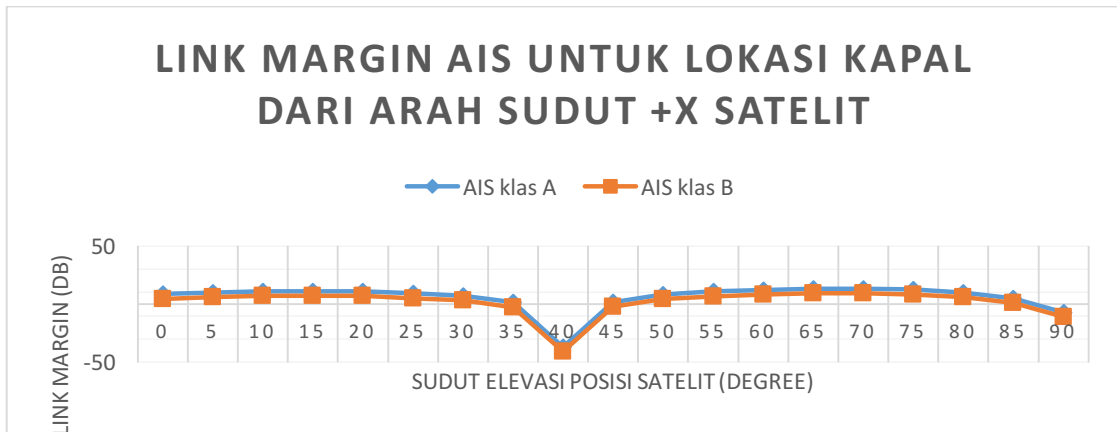
4. Posisi  $45^\circ$  terhadap sumbu X positif. Simulasi keempat adalah menempatkan antenna penerima AIS dengan sudut  $45^\circ$  terhadap sumbu X positif. Hasil simulasi pola radiasi antenna AIS satelit ditunjukkan dalam Gambar 3-10. Hasil simulasi yang didapatkan menunjukkan terjadinya ketidaksamaan sinyal dari kapal pada posisi arah sumbu

X positif dimana terjadi penurunan signal pada X sudut  $45^\circ$ . Grafik hasil perhitungan *link margin* untuk tiap kelas AIS dalam posisi antenna ini ditunjukkan dalam Gambar 3-11 dan Gambar 3-12. Sedangkan gambaran *coverage* antenna AIS satelit ditunjukkan dalam Gambar 3-13.

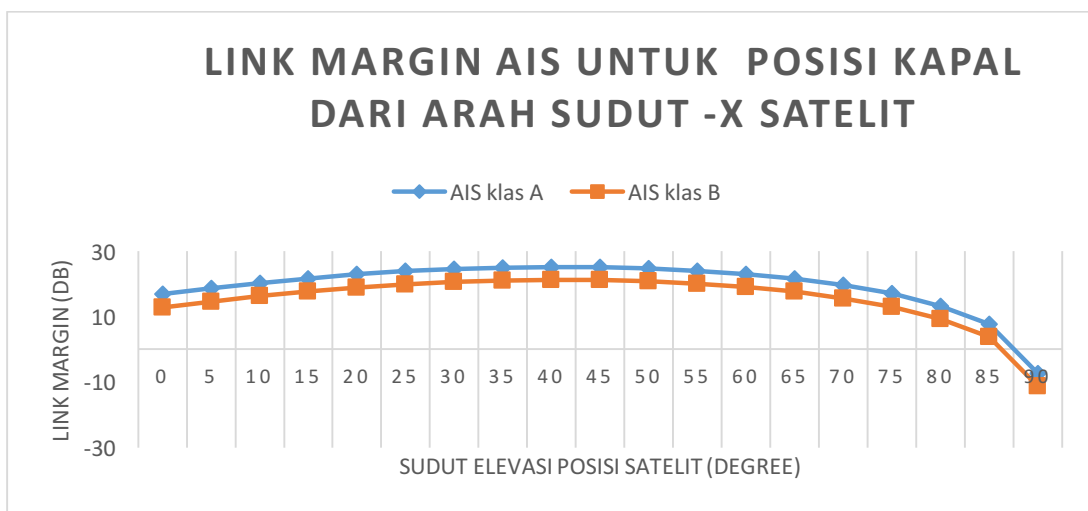




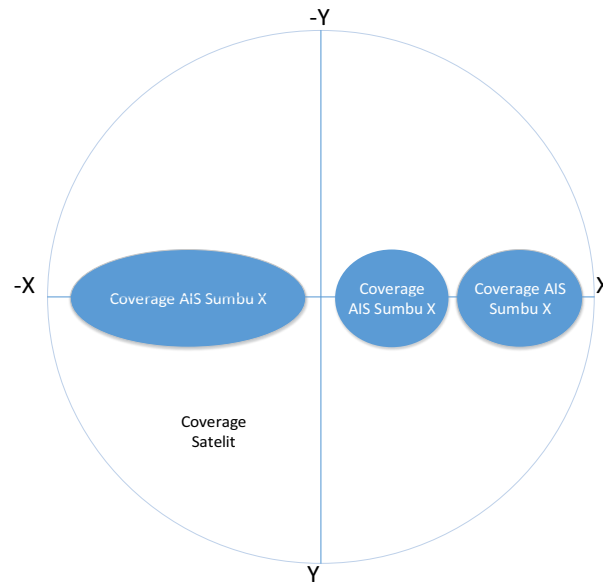
Gambar 3-10: Hasil simulasi pola radiasi antena dengan sudut 45° terhadap sumbu x dan z



Gambar 3-11: Grafik link margin AIS untuk lokasi kapal dari arah sudut +X satelit



Gambar 3-12: Grafik link margin AIS untuk lokasi kapal dari arah sudut -X satelit



Gambar 3-13: Coverage AIS berdasar *link margin* AIS dengan posisi antenna  $45^{\circ}$  terhadap sumbu +X.

Langkah selanjutnya dalam penelitian ini adalah menentukan pemilihan posisi antenna AIS yang tepat untuk digunakan dalam Satelit LAPAN SAR yang membawa muatan SAR. Pertimbangan yang digunakan dalam pemilihan ini adalah:

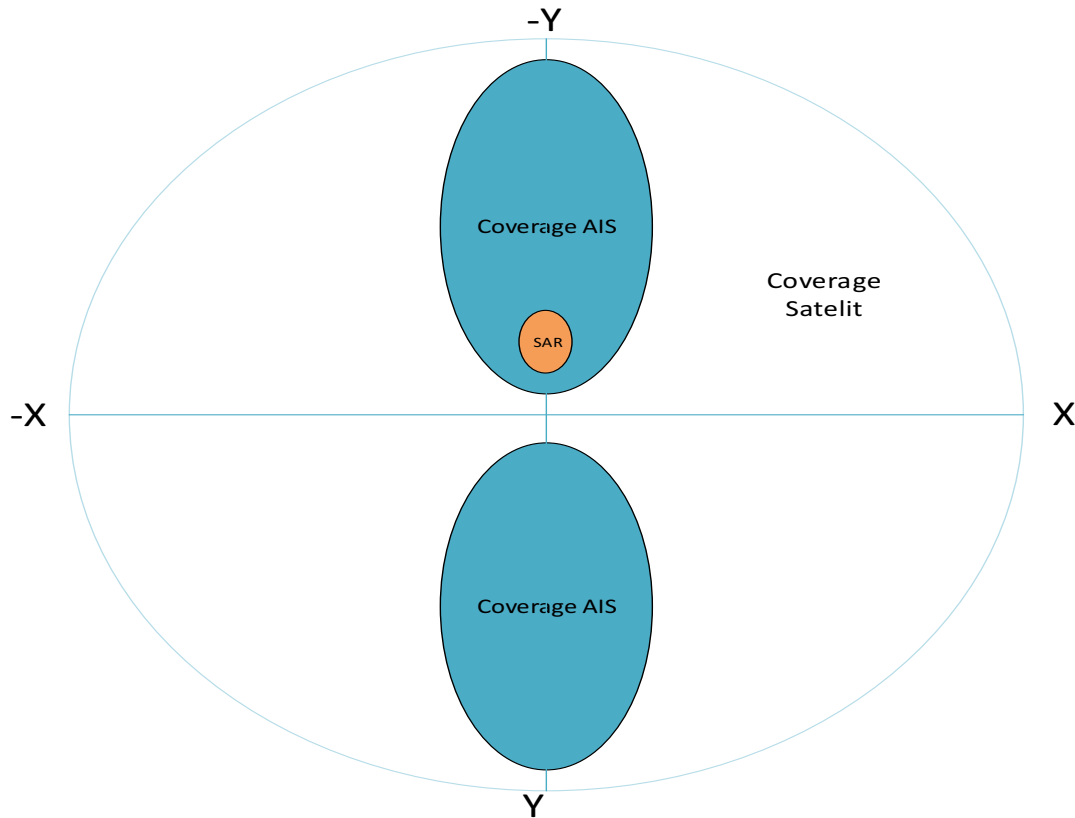
1. Coverage satelit yang berpengaruh terhadap kemungkinan *collision* sinyal yang terjadi.
2. Coverage yang dipilih harus bisa mengambil semua data AIS di sekitar orbit satelit.
3. Karena data AIS ini nanti akan digabungkan dengan data SAR, maka diharapkan coverage AIS berada dalam coverage SAR pada saat yang bersamaan yaitu di sepanjang lintasan satelit yaitu dengan *swath width* 22 km pada *look angle*  $23^{\circ}$ . Sehingga sinyal AIS yang diterima dari kapal waktunya sama dengan saat kapal dalam sapuan SAR satelit.

Dengan melihat 3 aspek pertimbangan di atas, maka untuk penempatan antenna pada posisi antenna AIS satelit sejajar sumbu Z mempunyai kelebihan untuk poin 2 dan 3 akan

tetapi untuk poin 1 posisi ini mempunyai kelemahan karena semua sinyal AIS kapal di sekitar satelit akan diterima *receiver* AIS satelit. Kondisi ini menyebabkan peluang terjadinya *collision* sinyal sangat besar.

Posisi antenna sejajar sumbu X mempunyai kelebihan di poin 1 akan tetapi mempunyai kelemahan untuk poin 2 dan 3. Hal ini mengingat coverage AIS yang hanya pada arah sumbu X menyebabkan kapal pada sumbu Y satelit tidak akan terdeteksi oleh satelit dan juga karena posisi muatan SAR satelit adalah pada posisi sumbu Y sehingga posisi sapuan SAR berbeda dengan sapuan *receiver* AIS.

Posisi antenna  $45^{\circ}$  terhadap sumbu X mempunyai kelebihan untuk poin 1 karena coverage paling besar pada kapal pada arah sumbu  $-X$  sehingga peluang terjadinya *collision* sinyal lebih baik dari posisi sejajar sumbu X. Namun posisi ini mempunyai kelemahan yang sama dengan posisi sejajar sumbu X, yaitu terkait poin 2 dan 3.



Gambar 3-14: Gambaran *coverage* AIS dan SAR untuk posisi antena pada sumbu  $-Y$

Posisi antena paling optimum untuk mengakomodasi ketiga pertimbangan adalah menaruh antena pada posisi sejajar sumbu  $Y$  positif. Dimana pada posisi ini bentuk *coverage* AIS sama dengan posisi antena pada sumbu  $X$  sedang posisinya diputar  $90^\circ$ . Pada kondisi ini mempunyai keuntungan di poin pertimbangan 1, 2 dan 3. Untuk poin 1 karena *coverage* sempit maka terjadinya *collision* sinyal AIS semakin bisa dikurangi. Pada poin pertimbangan 2 walaupun *coverage*-nya sempit tapi saat satelit bergerak maka semua kapal yang berada di orbit satelit akan tersapu walaupun pada waktu yang berbeda. Sedangkan untuk poin 3 karena *coverage* AIS pada sumbu  $Y$  dan posisi sapuan SAR pada sumbu  $Y$  maka dapat dipastikan kapal kapal yang disapu oleh SAR sinyal AIS nya akan dideteksi oleh *receiver* AIS satelit. Gambaran *coverage* satelit dengan posisi antena pada

sumbu  $Y$  dan sapuan SAR ditunjukkan dalam Gambar 3-14.

### KESIMPULAN

Dari hasil analisis keempat simulasi posisi penempatan antena AIS didapatkan bahwa berdasarkan *coverage* antena, penempatan antena yang paling optimal adalah pada saat diletakkan sejajar dengan sumbu  $Y$ . Karena dari pertimbangan *coverage*, penempatan antena di posisi ini menghasilkan *coverage* yang sempit sehingga mengurangi kemungkinan terjadinya data *collision*, dan karena *coverage*-nya memanjang di sumbu  $Y$  maka data kapal yang berada di sekitar lintasan satelit dapat ter-cover seluruhnya. Selain itu karena sapuan antena memanjang sejajar sumbu  $Y$  penggabungan data AIS dengan data SAR untuk satelit LAPAN SAR dapat dilakukan karena keduanya menyapu area yang beririsan.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Ir. Mujtahid, M.T. selaku Kepala Pusat Teknologi Satelit LAPAN dan kepada seluruh tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara atas dukungannya sehingga karya tulis ini dapat diselesaikan dengan baik.

## DAFTAR RUJUKAN

- Saputra, H., A. Budi, D. Istardi, S. Wiratno, (2016). *Penggunaan Data Automatic Identification System (AIS) Untuk Mengetahui Pergerakan Kapal (Studi Kasus Pada Lalu Lintas Kapal di Selat Singapura dan Perairan Batam)*, Jurnal Integrasi Vol. 8 No. 2, 139 – 143.
- ITU-R M.1371-5, (2014). *Technical characteristics for an automatic identification system using time division multiple access in the VHF maritime mobile frequency band.*
- Chen, Y., (2014). *Satellite-Based AIS and Its Comparison with LRIT*, The International Journal on Marine Navigation and Safety of Sea Transportation Vol. 8 No. 2, 183-187.
- Karim, A., R. Permala, M. Mukhayadi, W. Hasbi, (2018). *Koreksi Data Automatic Identification System (AIS) Satelit Lapan-A2 Dan Lapan-A3 Menggunakan Metode Interpolasi Dan Ekstrapolasi*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol.16 No.2, 159 – 168.
- Clazzer, F., A. Munari, S. Plass, B. Suhr, (2014). *On the impact of coverage range on AIS message reception at flying platforms*, Paper presented at the Advanced Satellite Multimedia Systems Conference (ASMS), 2014 7<sup>th</sup>, and the Signal Processing for Space Communications Workshop (SPSC), 2014 13<sup>th</sup>.
- Reiten, K., R. Schlanbusch, R. Kristiansen, F. Vedal, J. Nickelsson, C. Berntsen, (2007). *Link and Doppler Analysis for Space-Based AIS Reception*, Paper presented at the International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2007 3<sup>rd</sup>.
- Triharjanto, R.H., P. A. Budiantoro, D. Yanto, J. T. S. Sumantyo, (2018). *The Design Progress of LAPAN-Chiba University SAR Micro-Satellite*, Paper presented at the IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology (ICARES), 2018.
- Harchowdhury, A., B. K. Sarkar, K. Bandyopadhyay, (2015). *Beam Scanning for Reception Performance Improvement of Satellite-Based AIS*, Paper presented at the IEEE International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology (ICARES), 2015.
- International Maritime Organization (IMO), SN/Circ.227, (2003). *Guidelines for the installation of a Shipborne Automatic Identification System (AIS)*.
- Tom Burden, *Selecting a VHF Antena*, <https://www.westmarine.com/WestAdvisor/Selecting-a-VHF-Antena> diunduh: 25 Juni 2019.
- Chaturvedi, S.K., C.-S. Yang, K. Ouchi, and P. Shanmugam, (2012). *Ship Recognition by Integration of SAR and AIS*, The Journal of Navigation, Vol. 65, 323-337.
- Fred J. Dietrich, Globalstar L. P. and Richard S. Davies. (1999). *Space Mission Analysis and Design* . edited by W. J. Larson and J. R. Wertz.

# **ANALISA PEMILIHAN BENTUK VORTEX GENERATOR UNTUK SAYAP PESAWAT LSU-05 MENGGUNAKAN METODE NUMERIK (ANALYSIS OF VORTEX GENERATOR SELECTION FOR LSU-05 AIRCRAFT USING NUMERICAL METHODS)**

**Dana Herdiana<sup>1</sup> dan Firman Hartono<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>FTMD, Institut Teknologi Bandung, Bandung 40116, Indonesia

<sup>1,2</sup>Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN, Bogor 16350, Indonesia

<sup>1</sup>e-mail : dana.herdiana@lapan.go.id dan firman7738@gmail.com

Diterima : 23 September 2019; Direvisi : 26 Maret; Disetujui : 4 April 2020

## **ABSTRAK**

Pada makalah ini dipresentasikan investigasi pemilihan bentuk *vortex generator* untuk sayap pesawat LSU-05 menggunakan metode numerik. Salah satu penyebab LSU-05 mengalami ketidak gagalan/ketidak mulusan bermanuver adalah kurangnya koefisien gaya angkat maksimum. Untuk mengatasi hal tersebut maka ada beberapa solusi yang dapat mengatasi hal tersebut. Salah satunya yaitu dengan penambahan komponen pada sayap yaitu *vortex generator*. Metode yang digunakan untuk penelitian ini adalah metode numerik yaitu mensimulasikan penambahan *vortex generator* pada sayap dengan berbagai varian bentuk dan posisi pemasangan dari *vortex generator* menggunakan CFD (Computational Fluid Dynamic). Model yang disimulasikan adalah model sayap saja dan sayap dengan *vortex generator*. Bentuk yang dipilih untuk *vortex generator* adalah *rectangular*, *triangular*, dan *gothic (mod)* serta posisi pasang mulai dari 15 %, 20 %, dan 25 % dari panjang *chord*. Dari hasil yang diperoleh bentuk *triangular* memiliki nilai  $CL_{max}$  yang lebih besar dibanding bentuk *rectangular* dan *gothic (mod)* yaitu 1.4553 dan posisi pasang yang memiliki  $CL_{max}$  yang lebih besar yaitu di posisi pasang 20%. Bentuk *vortex generator* yang cocok dipasang pada sayap pesawat LSU-05 adalah bentuk *triangular* di posisi pasang 20%.

Kata kunci: *Pesawat LSU-05, Vortex Generator, CFD, Koefisien gaya angkat maksimum.*



## ABSTRACT

*In this paper presented an investigation into the selection of a vortex generator for wing of LSU-05 aircraft using the numeric method. One of the causes of LSU-05 experiencing maneuver failure is the lack of maximum lift coefficient. To overcome this, there are several solutions that can overcome this. One of them is by adding components to the wing, namely vortex generator. The method used for this research is a numerical method that simulates the addition of vortex generators to the wings with various variants of the shape and mounting position of the vortex generator using CFD (Computational Fluid Dynamic). The simulated model is a wing only and wing model with a vortex generator. The shape chosen for the vortex generator is rectangular, triangular, and gothic (mod) and the position of pairs starts from 15%, 20%, and 25% of the length of the chord. From the results obtained for the triangular shape has a  $CL_{max}$  value that is greater than the rectangular and gothic (mod) shapes of 1.4553 and the position of the pairs that have a greater  $CL_{max}$  that is at the position of pairs of 20%. The suitable vortex generator mounted on the wing of the LSU-05 aircraft is a triangular shape at 20% tide position.*

*Keywords : LSU-05 aircraft, Vortex Generator, CFD, Maximum Coeficient Lift.*

### 1 PENDAHULUAN

Penelitian dilakukan pada pesawat nir awak yang dikembangkan oleh LAPAN, salah satunya yaitu pesawat LSU-05. LSU-05 merupakan singkatan dari LAPAN *Surveillance UAV series* ke-5. 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). (Prabowo, 2013)

Dalam melakukan kegiatan penelitian diperlukan suatu pengujian untuk mendapatkan hasil yang optimal. Telah dilakukan pengujian dengan melakukan terbang perdana pesawat LSU-05 dimana berat pesawat sekitar 75 kg, panjang sayap 5,5 m, dan luas sayap 3,22 m<sup>2</sup>. Kecepatan operasi yang diperoleh yaitu sekitar 26 m/s saat kondisi cruise. Dari hasil uji terbang perdana telah dievaluasi bahwa terdapat

kekurangan pada saat pesawat melakukan *take off* dan manuver, informasi tersebut berdasarkan *visual* dan *feeling* dari pilot yang mengendalikan pesawat dengan *remote control*. Kekurangan yang dimaksud adalah dari segi prestasi terbang (*performance*) pada karakteristik aerodinamika yaitu koefisien gaya angkat.

Untuk mengantisipasi hal tersebut maka ada beberapa solusi yang dapat dilakukan yaitu diantaranya dengan menambah luasan dari permukaan kendali, merubah airfoil, menambah *vortex generator* (VG), dan lain-lain. Dalam hal ini diambil solusi menambah *vortex generator* karena tidak merubah konfigurasi secara signifikan dan lebih hemat. Menurut Vasantha Kumar, Solusi menambah *vortex generator* dapat menghindari separasi yang terjadi pada permukaan sayap (G.Vasantha Kumar 2016).

Konsep menggunakan *vortex generator* untuk meningkatkan prestasi terbang tentu bukan hal yang baru dan sudah ada sejak tahun 1940-an,

sebagian besar perusahaan pesawat mulai menguji untuk menentukan manfaat dari VG. (Raykowski, 1999) *Vortex Generator* 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*. (Romadhon, 2016)

Metode numerik yang digunakan untuk penelitian ini adalah metode simulasi yaitu mensimulasikan model menggunakan CFD (Computational Fluid Dynamic). CFD yang digunakan adalah perangkat lunak Ansys CFX. Adapun bentuk yang akan dijadikan kandidat adalah bentuk *rectangular*, *triangular*, dan *gothic* (mod). Ketiga bentuk tersebut dipilih karena yang lazim digunakan dalam penelitian dan mudah dalam pembuatannya. Selain pemilihan bentuk juga dilakukan penelitian dengan perbedaan posisi pemasangan *vortex generator* yaitu diposisi 15%, 20%, dan 25% dari panjang *chord*, dimana panjang *chord* yang diambil adalah pada bagian *root* dan *tip chord*. Panjang *root chord* dari sayap pesawat LSU-05 sebesar 730 mm dan *tip chord* sebesar 440 mm. Penelitian juga akan dilakukan dengan memvariasikan sudut serang yaitu mulai dari -8, -6, -4, 0, 4, 8, 10, 12, 13, 14, 15, 16, dan 18 serta kecepatan yang ditentukan yaitu 26 m/s pada kondisi terbang *cruise* dan *ambient*.

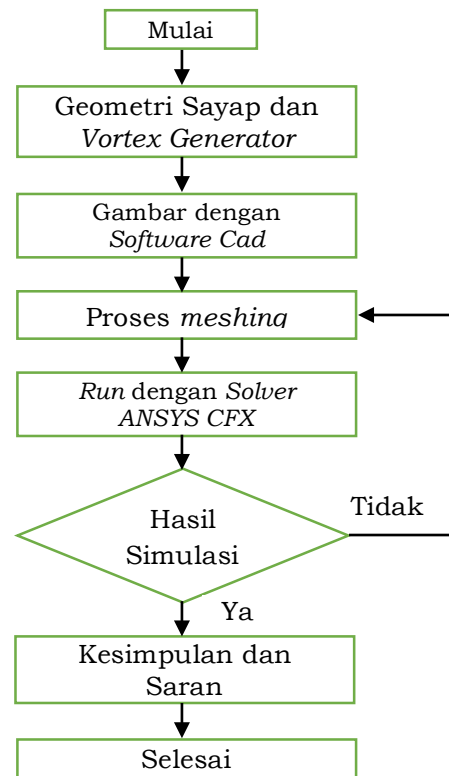
Tujuan dari penelitian ini yaitu untuk memperoleh data aerodinamika khususnya koefisien gaya angkat maksimum ( $CL_{max}$ ) yang diperoleh dari hasil simulasi perbedaan bentuk dan posisi pemasangan *vortex generator* dan seberapa besar efek *vortex generator* terhadap koefisien gaya angkat maksimum ( $CL_{max}$ ) pada sayap pesawat LSU-05 dengan perbedaan bentuk dan

posisi pemasangan *vortex generator*. Dari hasil penelitian, diharapkan dengan terpilihnya bentuk *vortex generator* dan posisi yang tepat pada sayap pesawat LSU-05 dapat meningkatkan koefisien gaya angkat maksimum pada kondisi *take off* maupun manuver, sehingga prestasi terbang yang diinginkan akan tercapai.

Makalah ini merupakan pengembangan dari makalah sebelumnya yang ditulis oleh Awal Ramadhon dan Dana Herdiana (Herdiana, 2017).

**2 METODOLOGI**

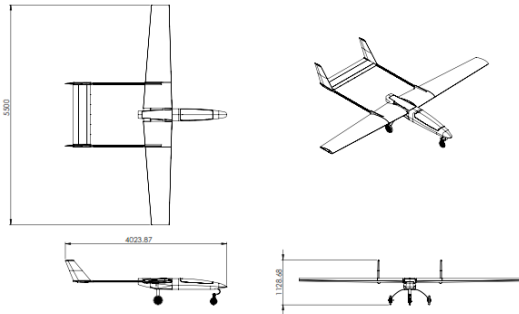
Data yang diharapkan dari penelitian ini adalah data hasil simulasi berupa data karakteristik aerodinamika yaitu koefisien gaya angkat dan hambat tanpa dan dengan *vortex generator*. Data yang akan dijadikan sebagai input adalah data geometri dari pesawat LSU-05 dan *vortex generator* dimana data tersebut diperoleh dari hasil perancangan.



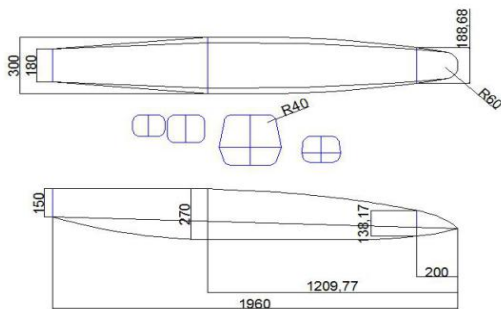
Gambar 2-1: Flowchart penelitian.

Parameter simulasi dan pengujian akan dilakukan pada kondisi ambient, kecepatan 26 m/s, kondisi terbang *cruise* dan suhu 300 °K (26.5 °C), dengan variasi konfigurasi yaitu konfigurasi sayap saja dan sayap + *vortex generator* serta variasi sudut serang mulai dari -8, -6, -4, 0, 4, 8, 10, 12, 13, 14, 15, 16 dan 18. Untuk *vortex generator* akan dipilih tiga bentuk dengan variasi sudut pasang. Simulasi akan dilakukan menggunakan perangkat komputer. **Geometri Pesawat**

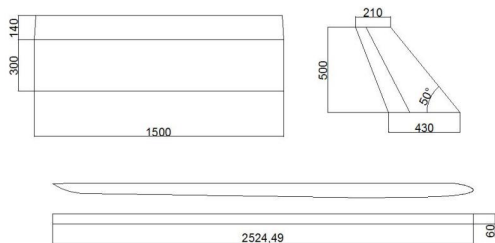
Berikut geometri dari pesawat tersebut.



Gambar 2-2: Desain Pesawat LSU-05 (Romadhon, 2016).

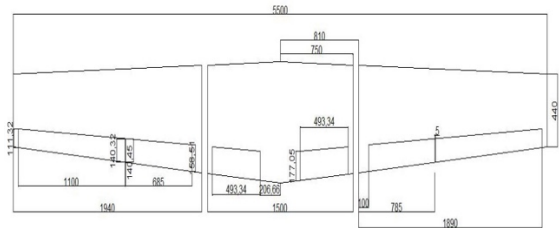


Gambar 2-3. Geometri bagian *fuselage* (Pramutadi, 2013).



Gambar 2-4: Geometri ekor dan boom ekor (Pramutadi, 2013).

Untuk geometri sayap pesawat LSU-05 dibuat *tapered*. Sayap ini dipasang dibagian belakang atas *fuselage* dimana terdapat *mounting* untuk mengikat sayap dengan *fuselage* menggunakan baut. Pada sayap juga terpasang *tailboom* untuk menghubungkan sayap dengan ekor horizontal dan vertical. Sayap ini juga dilengkapi dengan pengendali *flap* dan *aileron*. Berikut geometri dari sayap tersebut.

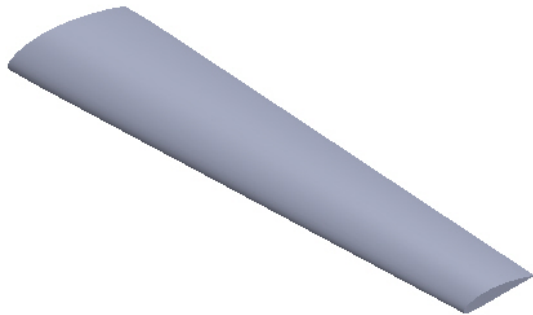
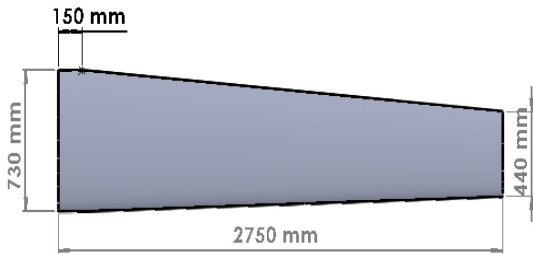


Gambar 2-5: Geometri sayap (Pramutadi, 2013).

Untuk penelitian ini, geometri sayap akan dibuat setengah dari panjang sayapnya dan tidak terdapat pengendali seperti *flap* dan *aileron* (konfigurasi clean). Tujuannya adalah untuk mempermudah dan menyederhanakan pemodelan dalam proses *meshing*.

Tabel 2-1: GEOMETRI SAYAP PESAWAT LSU-05

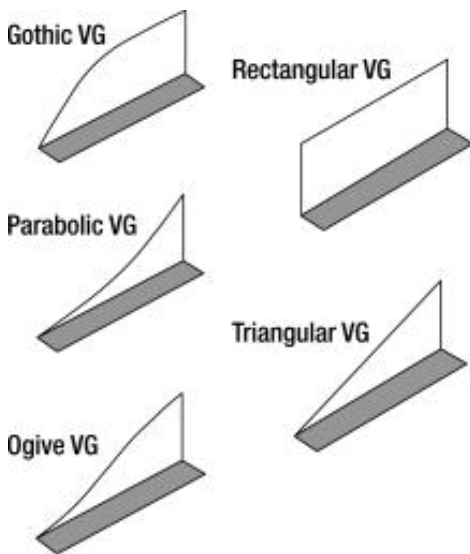
Parameter	Satuan
Wing Span	5500 mm
Luas sayap	3261000 mm <sup>2</sup>
Root chord	730 mm
Tip chord	440 mm
Airfoil	NACA 4415
Taper ratio	0.603
Angle of Incidence	3°



Gambar 2-6: Geometri sayap untuk pemodelan simulasi (SOLIDWORKS, 2015).

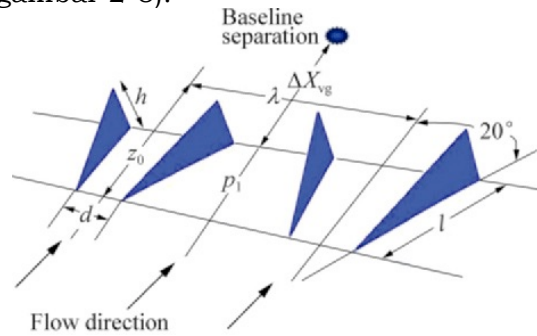
**2.1. Geometri Vortex Generator**

Dalam penelitian ini jenis *vortex generator* yang digunakan ada 3 jenis yaitu jenis *vane* berbentuk *rectangular* (persegi panjang), *triangular* (segitiga), dan *gothic (mod)* dengan konfigurasi *counter rotating*. Adapun bentuk-bentuk *vortex generator* yang lazim digunakan adalah sebagai berikut



Gambar 2-7: Bentuk-bentuk dari *vortex generator* (Rotorex, 2015).

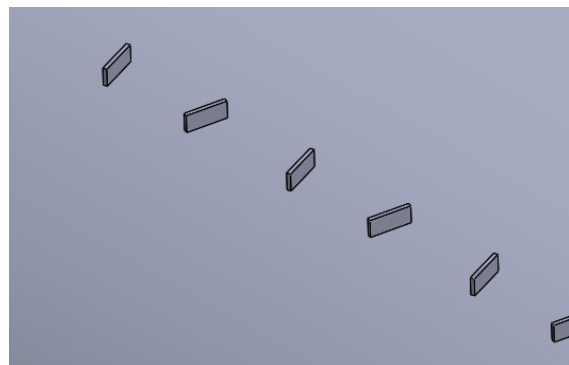
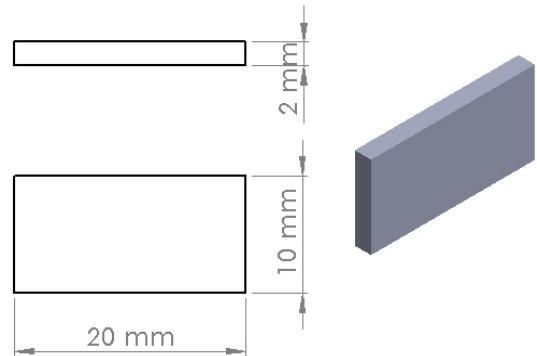
Dalam menentukan geometri ada beberapa hal yang harus dipertimbangkan yaitu panjang, tinggi, sudut kemiringan, dan radius serta sudut pemasangan. Untuk sudut pemasangan acuan yang dipakai adalah arah angin sedangkan untuk yang lain bisa ditentukan sesuai kebutuhan (lihat gambar 2-8).



Gambar 2-8: Definisi *geometry VG* (Tan Kar Zhen, 2011).

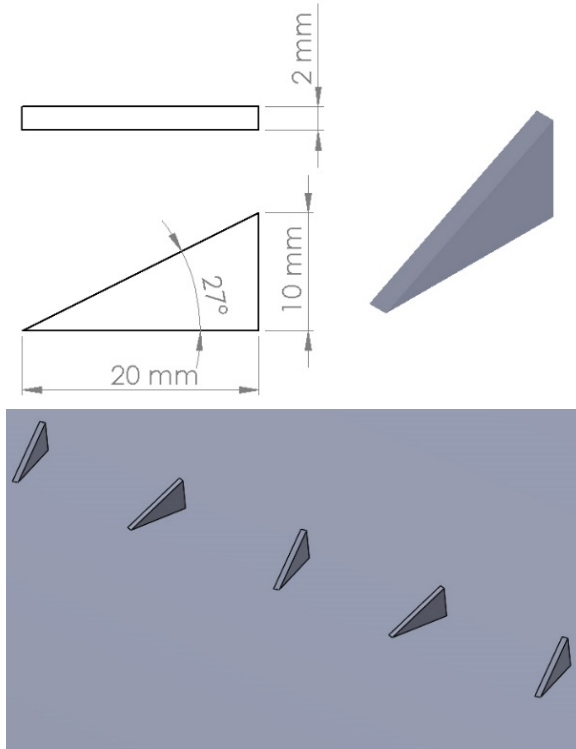
Dalam penelitian ini diambil tiga bentuk *vortex generator* sebagai kandidat untuk sayap pesawat LSU-05. Berikut geometri dari ketiga bentuk *vortex generator* tersebut

1. *Rectangular VG*



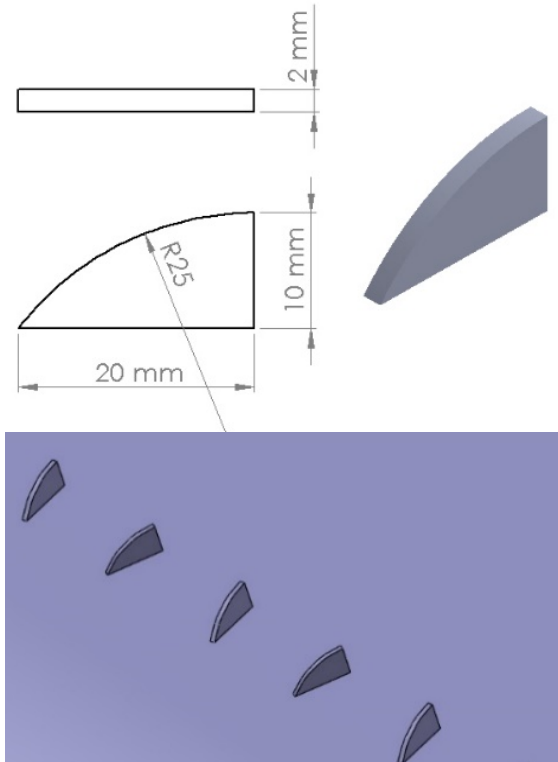
Gambar 2-9: Geometri VG *Rectangular*.

## 2. Triangular VG

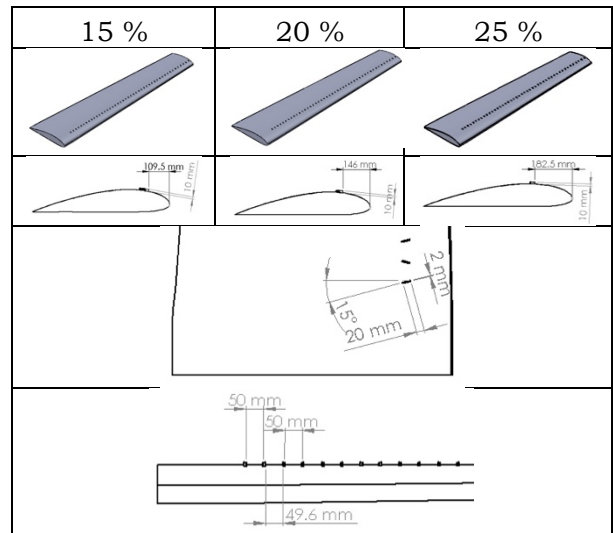


Gambar 2-10: Geometri VG *Triangular*.

## 3. Gothic (mod) VG



Gambar 2-11: Geometri VG *Gothic (mod)*.  
Perbedaan posisi pemasangan



Gambar 2-12: Geometri *Vortex Generator* dengan varian posisi pasang.

*Vortex generator* ini akan terpasang di atas permukaan sayap dengan varian bentuk dan posisi pasang. Varian dari bentuk sudah dijelaskan di atas dan untuk posisi akan diambil tiga posisi pasang yaitu posisi 15 %, 20 %, dan 25 % dari panjang *chord* (lihat gambar 2-12).

### 2.2. Pemodelan Simulasi

Simulasi dilakukan dengan menggunakan software Ansys CFX. Berikut tabel untuk simulasi

Tabel 2-2: PEMODELAN SIMULASI

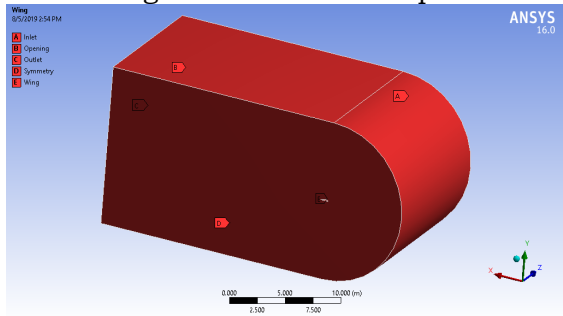
Parameter	Besaran
<i>Solver</i>	CFX
Turbulen	Shear Stress
Models	Transport
Material	<i>Air ideal gas</i> (udara)
<i>Density</i>	1,225 kg/m <sup>3</sup>
<i>Viscosity</i>	1,7894 x 10 <sup>-5</sup> kg/m-s
Operation	1 atm = 101325 N/m <sup>2</sup>
Pressure	
Kondisi Batas	<i>Cartesian Velocity</i>
<i>Inlet</i>	<i>Components</i>
Kondisi Batas	<i>Wall</i>
<i>Wing</i>	
Kondisi Batas	<i>Symmetry</i>
<i>Sym</i>	



Kondisi Batas Opening	<i>operating press. and dim (0)</i>
Kondisi Batas Outlet	<i>operating press. and dim (0)</i>
Kecepatan Aliran	26 m/s ( $Re = 1.27 \times 10^6$ )
Sudut Serang (a)	-8°, -6°, -4°, 0°, 4°, 8°, 10°, 12°, 14°, 15°, 16°, dan 18°

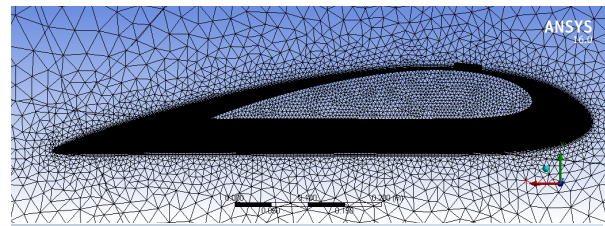
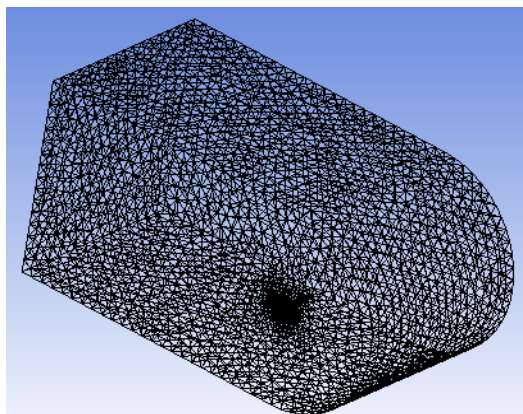
### 2.3. Meshing Grid

Pada proses ini geometri yang telah dibuat akan di-meshing dengan menggunakan *software meshing* (Ansys ICEM). Sebelum proses meshing dilakukan, buatlah kondisi batas yang akan mengidentifikasi dari tiap sisi.



Gambar 2-13: Setup outline mesh dan kondisi batas.

Selanjutnya dilakukan *meshing* dengan pengaturan *inflation* dan *sizing* dengan menyesuaikan dari jumlah *elements* dan *nodes* dan kemampuan *resource* yang ada (komputer)



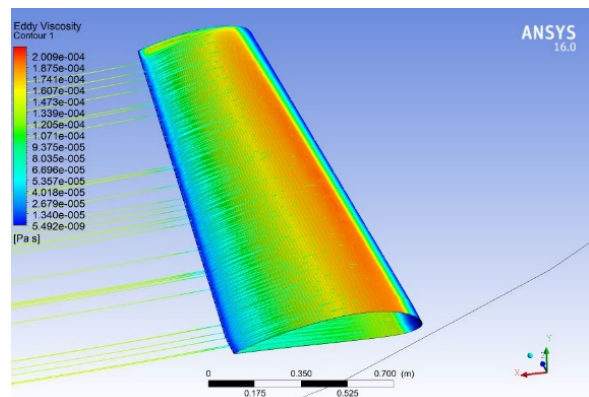
Details of "Mesh"	
+ Patch Independent Options	
+ Advanced	
+ Defeaturing	
- Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	2503085
<input type="checkbox"/> Elements	7755881
Mesh Metric Skewness	
<input type="checkbox"/> Min	1.5047e-005
<input type="checkbox"/> Max	0.93605
<input type="checkbox"/> Average	0.207
<input type="checkbox"/> Standard Devi...	0.12454

Gambar 2-14: Meshing grid dan statistik jumlah nodes dan elements pada sayap dan VG's.

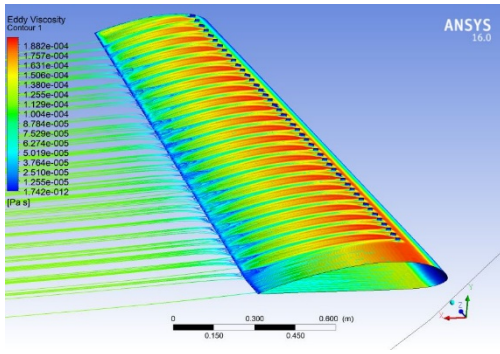
## 3 HASIL PEMBAHASAN

### 3.1. Visualisasi Aliran

Untuk menampilkan visualisasi aliran udara pada permukaan sayap, penulis hanya akan mengambil sebagian dari hasil simulasi yaitu bentuk *rectangular* diposisi pasang 20%. Visualisasi akan menampilkan distribusi *eddy viscosity* dan *pressure*.



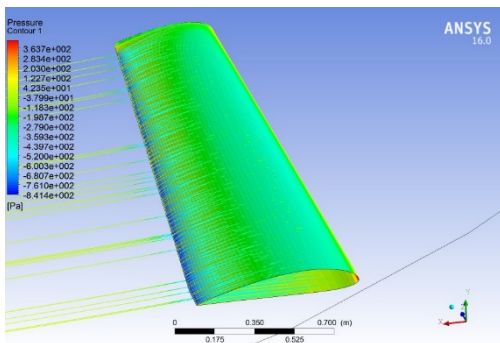
a. Sayap tanpa *vortex generator*.



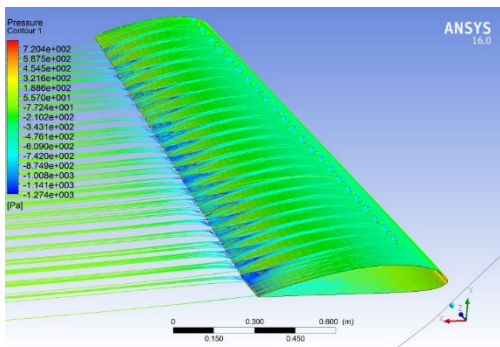
b. Sayap dengan *vortex generator*.

Gambar 3-1: Distribusi eddy viscosity di permukaan sayap untuk sayap dengan dan tanpa vortex generator pada AoA 0° (ANSYS, 2015).

Pada gambar 3-1 menunjukkan visualisasi aliran udara untuk distribusi *eddy viscosity* pada sudut serang 0°. Gambar 3-1.a untuk sayap tanpa *vortex generator* dan gambar 3-1.b untuk sayap dengan *vortex generator*. Terlihat pada gambar perubahan distribusi *eddy viscosity* dengan adanya *vortex generator*, yang awalnya warna orange berubah jadi kuning. Itu menandakan adanya separasi kecil pada permukaan sayap di belakang *vortex generator*.



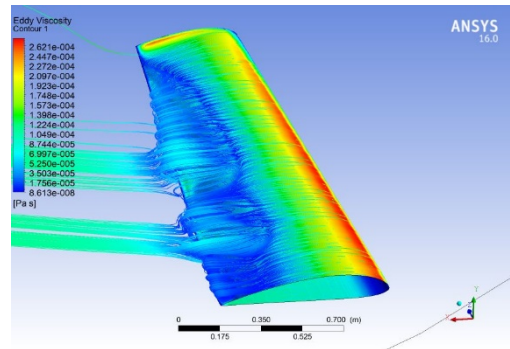
a. Sayap tanpa *vortex generator*.



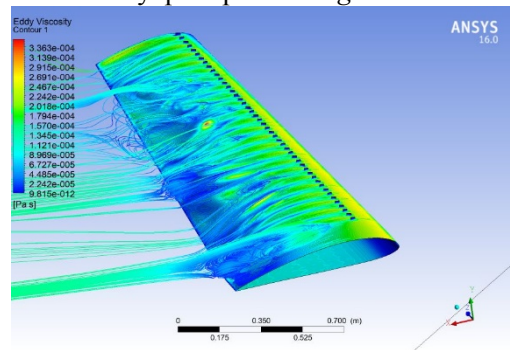
b. Sayap dengan *vortex generator*.

Gambar 3-2: Distribusi pressure di permukaan sayap untuk sayap dengan dan tanpa *vortex generator* pada AoA 0° (ANSYS, 2015).

Pada gambar 3-2 menunjukkan visualisasi aliran udara untuk distribusi *pressure* pada sudut serang 0°. Gambar 3-2.a untuk sayap tanpa *vortex generator* dan gambar 3-2.b untuk sayap dengan *vortex generator*. Distribusi *pressure* yang terlihat tidak terlalu berubah signifikan tetapi terlihat separasi pada sayap dengan *vortex generator* di daerah *trailing edge*.



a. Sayap tanpa *vortex generator*.

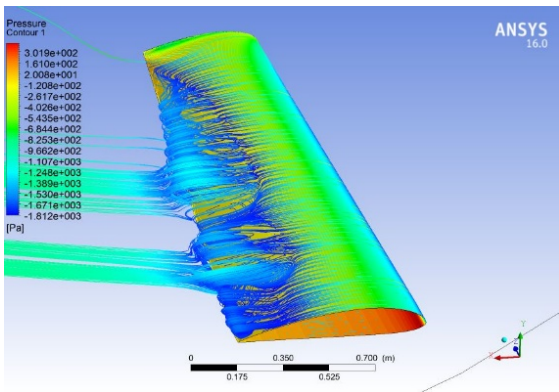


b. Sayap dengan *vortex generator*.

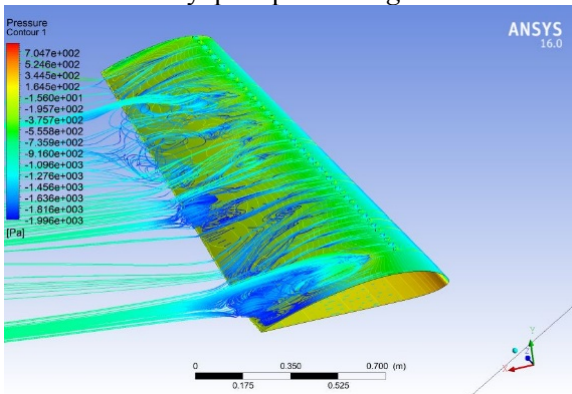
Gambar 3-3: Distribusi eddy viscosity di permukaan sayap untuk sayap dengan dan tanpa *vortex generator* pada AoA 14° (ANSYS, 2015).

Pada gambar 3-3 menunjukkan visualisasi aliran udara untuk distribusi *eddy viscosity* pada sudut serang 14°. Gambar 4-3.a untuk sayap tanpa *vortex generator* dan gambar 3-3.b untuk sayap

dengan *vortex generator*. Pada sudut serang  $14^\circ$  terlihat distribusi *eddy viscosity* di bagian *trailing edge* sangat berbeda dimana untuk sayap saja separasi terjadi dibagian tengah sedangkan dengan adanya *vortex generator* hampir disetiap seksion sepanjang sayap.



a. Sayap tanpa *vortex generator*.



b. Sayap dengan *vortex generator*.

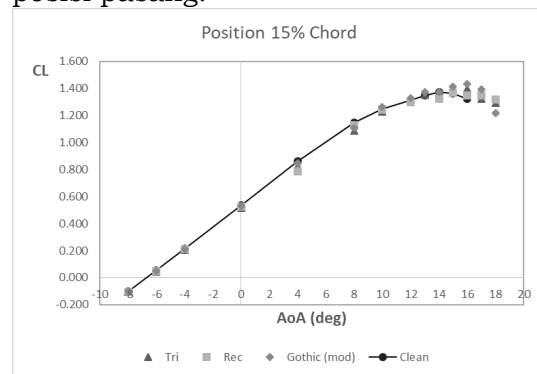
Gambar 3-4: Distribusi *pressure* di permukaan sayap untuk sayap dengan dan tanpa *vortex generator* pada AoA  $14^\circ$  (ANSYS, 2015).

Pada gambar 3-4 menunjukkan visualisasi aliran udara untuk distribusi *pressure* pada sudut serang  $14^\circ$ . Gambar 3-4.a untuk sayap tanpa *vortex generator* dan gambar 3-4.b untuk sayap dengan *vortex generator*. Untuk distribusi *pressure* juga terjadi sama dengan distribusi *eddy viscosity* bahwa separasi terjadi dibagian tengah sedangkan

dengan adanya *vortex generator* hampir disetiap seksion sepanjang sayap.

### 3.2. Perbedaan Bentuk Vortex Generator

Hasil simulasi untuk perbedaan bentuk *vortex generator* akan ditampilkan dalam bentuk kurva koefisien gaya angkat dan hambat terhadap perubahan sudut serang pada kecepatan 26 m/s dan dengan perbedaan posisi pasang.

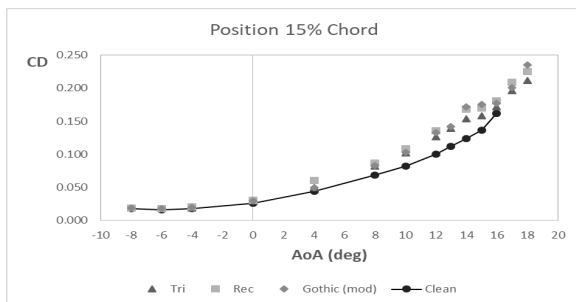


Gambar 3-7: Kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 15 % chord

Pada gambar 3-7 terlihat perbandingan kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 15% *chord*, dimana kurva CL bentuk *vortex generator* dibandingkan dengan sayap tanpa *vortex generator* (*clean*). Untuk sayap tanpa *vortex generator* terlihat  $CL_{max}$  berada pada sudut serang  $14^\circ$  sedangkan untuk beda bentuk *vortex generator* terdapat perbedaan. Untuk bentuk *triangular*  $CL_{max}$  ada di sudut serang  $16^\circ$ , *rectangular* di  $15^\circ$ , dan *gothic* (*mod*) di  $16^\circ$ . Itu artinya dengan adanya *vortex generator* dapat menunda separasi sehingga sudut *stall* bertambah  $1^\circ$  sampai  $2^\circ$ . Dari hasil simulasi untuk posisi 15% *chord* ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada bentuk *gothic* (*mod*) karena memiliki nilai  $CL_{max}$  yang paling tinggi.

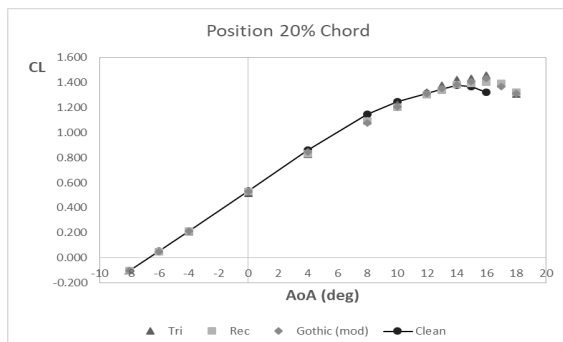
**Tabel 3-2:** PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA BENTUK VORTEX GENERATOR PADA POSISI 15 %

	Clean	Rect.	Tri.	Gothic (mod)
$CL_0$	0.5370	0.5264	0.5138	0.5309
$\alpha$	14	15	16	16
$CL_{max}$	1.3749	1.3681	1.3990	1.4354



Gambar 3-8: Kurva CD terhadap sudut serang pada posisi pasang 15 % chord

Untuk kurva CD terhadap sudut serang pada posisi 15 % dapat dilihat pada gambar 3-8. Dari gambar terlihat perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk *vortex generator* cukup signifikan khususnya mulai dari sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Pada sudut serang 14° dan 15° untuk beda bentuk *vortex generator* nilai CD cukup aneh. Itu terjadi akibat *meshing* pada model atau iterasi yang kurang.

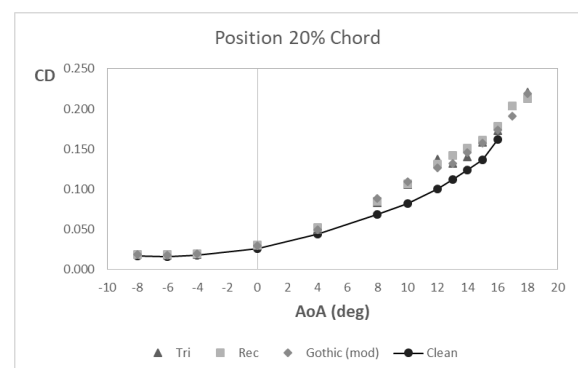


Gambar 3-9: Kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 20 % chord.

Pada gambar 3-9 terlihat perbandingan kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 20% *chord*, dimana kurva CL bentuk *vortex generator* dibandingkan dengan sayap tanpa *vortex generator*. Untuk sayap tanpa *vortex generator* terlihat  $CL_{max}$  berada pada sudut serang 14° sedangkan untuk beda bentuk *vortex generator* terdapat kesamaan yaitu  $CL_{max}$  ada di sudut serang 16°. Itu artinya dengan adanya *vortex generator* dapat menunda separasi sehingga sudut *stall* bertambah 2°. Dari hasil simulasi untuk posisi 20% *chord* ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada bentuk *triangular* karena memiliki nilai  $CL_{max}$  yang paling tinggi.

**Tabel 3-3:** PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA BENTUK VORTEX GENERATOR PADA POSISI 20 %.

	Clean	Rect.	Tri.	Gothic (mod)
$CL_0$	0.5370	0.5295	0.5164	0.5324
$\alpha$	14	16	16	16
$CL_{max}$	1.3749	1.4044	1.4553	1.4336

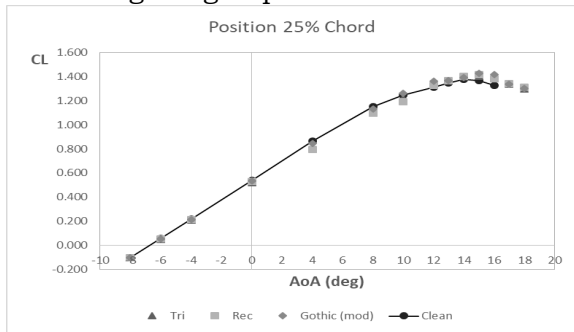


Gambar 3-10: Kurva CD terhadap sudut serang pada posisi pasang 20 % chord.

Untuk kurva CD terhadap sudut serang pada posisi 20 % dapat dilihat pada gambar 3-10. Dari gambar terlihat

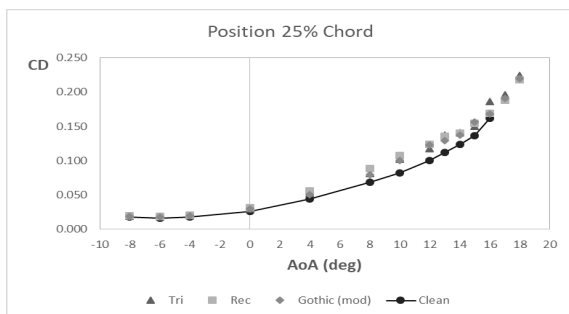


perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk *vortex generator* cukup signifikan khususnya mulai dari sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Pada sudut serang 12° untuk bentuk *vortex generator* triangular nilai CD cukup aneh karena nilainya lebih besar dibanding dengan pada sudut 13°.



Gambar 3-11: Kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 25 % chord

Pada gambar 3-11 terlihat perbandingan kurva CL terhadap sudut serang pada posisi pasang 25% *chord*, dimana kurva CL bentuk *vortex generator* dibandingkan dengan sayap tanpa *vortex generator*. Untuk sayap tanpa *vortex generator* terlihat  $CL_{max}$  berada pada sudut serang 14° sedangkan untuk beda bentuk *vortex generator* terdapat kesamaan yaitu  $CL_{max}$  ada di sudut serang 15°. Itu artinya dengan adanya *vortex generator* dapat menunda separasi sehingga sudut *stall* bertambah 1°. Dari hasil simulasi untuk posisi 25% *chord* ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada bentuk *gothic (mod)* karena memiliki nilai  $CL_{max}$  yang paling tinggi



Gambar 3-12: Kurva CD terhadap sudut serang pada posisi pasang 25 % chord

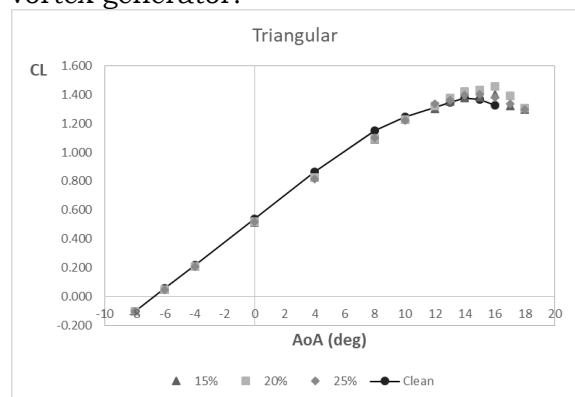
Tabel 3-4: PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA BENTUK VORTEX GENERATOR PADA POSISI 25 %.

	Clean	Rect.	Tri.	Gothic (mod)
$CL_0$	0.5370	0.5281	0.5181	0.5359
$\alpha$	14	15	15	15
$CL_{max}$	1.3749	1.4186	1.4015	1.4267

Untuk kurva CD terhadap sudut serang pada posisi 25 % dapat dilihat pada gambar 3-12. Dari gambar terlihat perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk *vortex generator* cukup signifikan khususnya mulai dari sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Pada posisi 25% *trend* dari beda bentuk *vortex generator* sudah sesuai dengan *trend* sayap saja.

### 3.3. Perbedaan Posisi Pasang Vortex Generator

Berikut merupakan hasil kurva untuk perbedaan posisi pasang dari vortex generator.

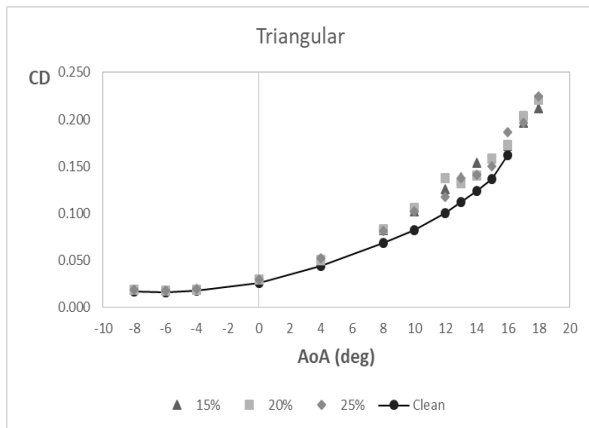


Gambar 3-13: Kurva CL terhadap sudut serang pada bentuk *vortex generator* triangular.

Gambar 3-13 menunjukkan kurva CL terhadap sudut serang dengan beda posisi pasang *vortex generator*. Untuk bentuk *vortex generator triangular* ini nilai  $CL_{max}$  terbesar berada pada posisi pasang 20% dengan sudut *stall* 16° dan terkecil di posisi pasang 15% dengan sudut *stall* 16°. Dari hasil simulasi untuk bentuk *triangular* ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada posisi 20% *chord* karena memiliki nilai  $CL_{max}$  yang paling tinggi.

Tabel 3-5: PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA POSISI PASANG PADA BENTUK *VORTEX GENERATOR TRIANGULAR*.

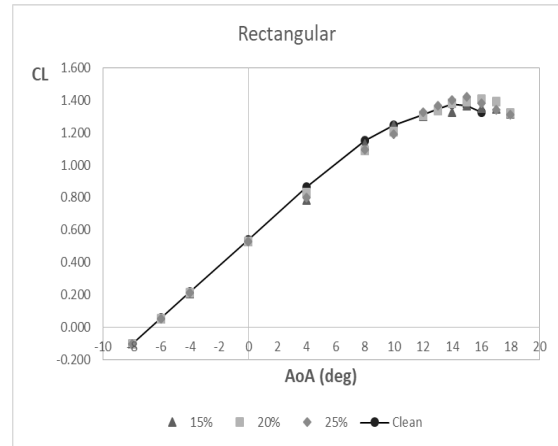
	Clean	15%	20%	25%
$CL_0$	0.5370	0.5138	0.5164	0.5181
$\alpha$	14	16	16	15
$CL_{max}$	1.3749	1.3990	1.4553	1.4015



Gambar 3-14: Kurva CD terhadap sudut serang pada bentuk *vortex generator triangular*.

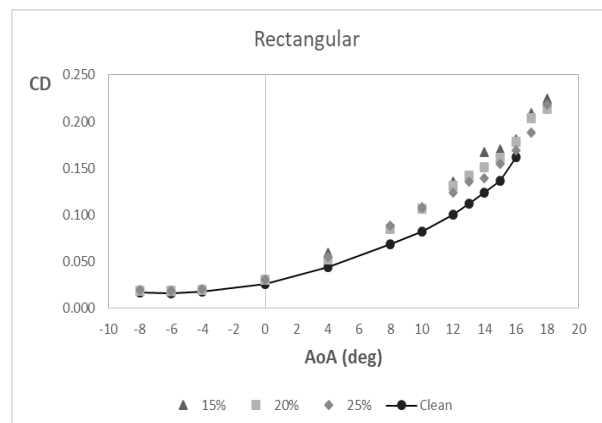
Dari gambar 3-14 menunjukkan kurva CD terhadap sudut serang pada posisi bentuk *vortex generator triangular* dengan beda posisi pasang. Seperti analisa CD sebelumnya terlihat perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk *vortex generator* cukup signifikan khususnya mulai dari

sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Untuk bentuk *vortex generator triangular* ini terdapat nilai CD yang lebih besar dari sudut serang di atasnya yaitu pada sudut 12° diposisi pasang 20% tetapi *trend* sudah sesuai dengan *trend* sayap saja.



Gambar 3-15: Kurva CL terhadap sudut serang pada bentuk *vortex generator rectangular*

Gambar 3-15 menunjukkan kurva CL terhadap sudut serang dengan beda posisi pasang *vortex generator*. Untuk bentuk *vortex generator rectangular* ini nilai  $CL_{max}$  terbesar berada pada posisi pasang 25% dengan sudut *stall* 15° dan terkecil di posisi pasang 15% dengan sudut *stall* 15°. Dari hasil simulasi untuk bentuk *rectangular* ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada posisi 25% *chord* karena memiliki nilai  $CL_{max}$  yang paling tinggi.

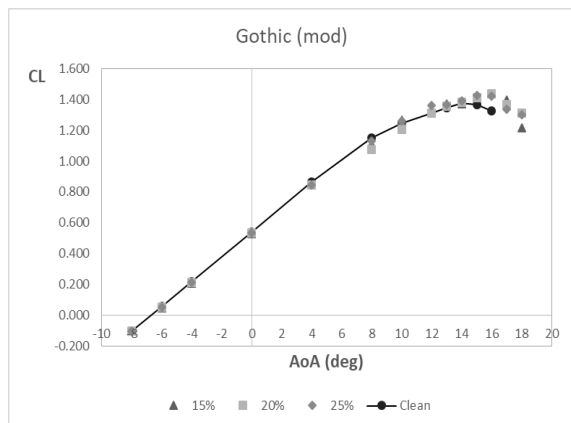


Gambar 3-16: Kurva CD terhadap sudut serang pada bentuk vortex generator rectangular

Tabel 3-6: PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA POSISI PASANG PADA BENTUK VORTEX GENERATOR RECTANGULAR.

	Clean	15%	20%	25%
CL <sub>0</sub>	0.5370	0.5264	0.5295	0.5281
α	14	15	16	15
CL <sub>max</sub>	1.3749	1.3681	1.4044	1.4186

Dari gambar 3-16 menunjukkan kurva CD terhadap sudut serang pada posisi bentuk vortex generator rectangular dengan beda posisi pasang. Seperti analisa CD sebelumnya terlihat perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk vortex generator cukup signifikan khususnya mulai dari sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Untuk bentuk vortex generator rectangular ini trend sudah sesuai dengan trend sayap saja.



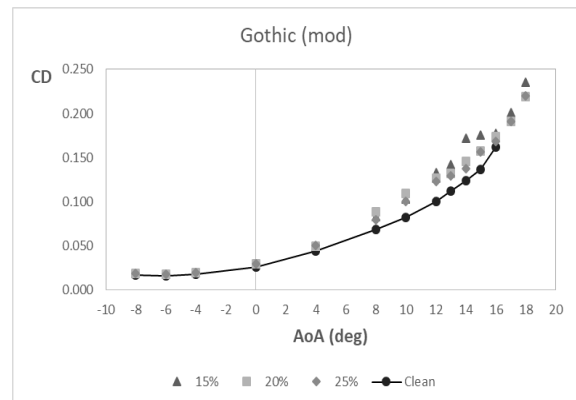
Gambar 3-17: Kurva CL terhadap sudut serang pada bentuk vortex generator gothic (mod).

Gambar 3-17 menunjukkan kurva CL terhadap sudut serang dengan beda posisi pasang vortex generator. Untuk

bentuk vortex generator triangular ini nilai CL<sub>max</sub> terbesar berada pada posisi pasang 15% dengan sudut stall 16° dan terkecil di posisi pasang 25% dengan sudut stall 15°. Dari hasil simulasi untuk bentuk gothic (mod) ini, bahwa kondisi terbaik adalah pada posisi 15% chord karena memiliki nilai CL<sub>max</sub> yang paling tinggi.

Tabel 3-7: PERBANDINGAN HASIL SIMULASI DENGAN BEDA POSISI PASANG PADA BENTUK VORTEX GENERATOR GOTHIC (mod).

	Clean	15%	20%	25%
CL <sub>0</sub>	0.5370	0.5309	0.5324	0.5359
α	14	16	16	15
CL <sub>max</sub>	1.3749	1.4354	1.4336	1.4267



Gambar 3-18. Kurva CD terhadap sudut serang pada bentuk vortex generator gothic (mod).

Dari gambar 3-18 menunjukkan kurva CD terhadap sudut serang pada posisi bentuk vortex generator gothic (mod) dengan beda posisi pasang. Seperti analisa CD sebelumnya terlihat perbandingan antara sayap saja (clean) dengan beda bentuk vortex generator cukup signifikan khususnya mulai dari sudut serang 8°, nilai CD semakin besar. Untuk bentuk vortex generator gothic (mod) ini terdapat nilai CD yang lebih besar dari sudut serang di atasnya yaitu



pada sudut 14° posisi pasang 15% tetapi *trend* sudah sesuai dengan *trend* sayap saja.

#### 4 KESIMPULAN

Dari hasil simulasi dan analisa maka dapat disimpulkan dalam beberapa hal :

1. Pemilihan beda bentuk *vortex generator*, bentuk *triangular* memiliki nilai  $CL_{max}$  yang lebih besar dibanding bentuk *rectangular* dan *gothic* yaitu 1.4553.
2. Pemilihan posisi pasang *vortex generator*, posisi pasang yang memiliki  $CL_{max}$  yang lebih besar yaitu di posisi pasang 20%.
3. Bentuk *vortex generator* yang cocok dipasang pada sayap pesawat LSU-05 adalah bentuk *triangular* di posisi pasang 20%.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih ditujukan kepada Bpk. Gunawan Setyo Putra dan Agus Aribowo yang telah memberi izin untuk fasilitas dalam melakukan penelitian dan teman-teman di lab aerodinamika yang telah membantu dalam proses penelitian.

#### DAFTAR RUJUKAN

- aerospaceweb.org*. Oktober 15, 2010. <http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0228.shtml> (accessed July 2019).
- ANSYS. *Software Package, Ver 16.0*. 2015.
- D.C., Potter M. and Wiggert. *Fluid Mechanics*. McGraw-Hill (USA), 2008.
- F.R., Menter. "Review of The Shear-Stress Transport Turbulence Model Experience From A Industrial Perspective." *Int. J. of Comp. Fluid Dynamics* 277-303 (2009): 23(1-4).

- F.R., Menter. "Zonal Two Equation k-Turbulence Model For Aerodynamic Flows." *AIAA Journal* 93-2906 (1993).
- G.Vasanth Kumar, K.Sathiya Narayanan, S.K.Aravindhkumar, and S.KishoreKumar. "Comparative Analysis of Various Vortex Generators for a NACA 0012 Aerofoil." *International Journal of Innovative Studies in Sciences and Engineering Technology (IJISSET)*, 2016: 3-6.
- Gamiz, Unai Fernandez. *Fluid Dynamic Characterization of Vortex Generators and Two-dimensional Turbulent Wakes*. Polytechnic University of Catalonia (UPC), September 2013.
- Herdiana, Awal Romadhon dan Dana. "Analisis Cfd Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Lsu-05 Dengan Penambahan Vortex Generator." *Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 15 No.1*, 2017: 45-57.
- Jr., Anderson J.D. *Computational Fluid Dynamics, The Basics with Applications*. 1995: McGraw-Hill, n.d.
- N.N., Sørensen. *General Purpose Flow Solver Applied To Flow Over Hills*. Technical report risoe-r-827(en), Risoe National Laboratory,, 1995.
- Prabowo, Atik Bintoro dan Gunawan Setyo. *Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang*. Jakarta: Indonesia Book Project (IBP), 2013.
- Pramutadi, A. M. *Laporan Kemajuan Class II UAV + part 2*. Laporan Teknis., Bogor: LAPAN, 2013.
- Raykowski, Kerri A. "Optimization of A Vortex Generator Configuration for A 1/4-Scale Piper Cherokee Wing." Florida: UMI Microform EP31919, Copyright 2011 by ProQuest LLC, 1999.

- Romadhon, Awalu. "Analisis Karakteristik Aerodinamika Pengaruh Penambahan Vortex Generator Pada Sayap Pesawat Tanpa Awak LSU-05 Dengan Simulasi CFD (Skripsi)." Bandung: Universitas Nurtanio Bandung, 2016.
- Rooij, Timmer W.A. and R.P.J.O.M. van. "Roughness Sensitivity Considerations for Thick Rotor Blade Airfoils." *Journal of Solar Energy Engineering-Transactions of the ASME*, 2003: 125(4): 468-478.
- Rotorex. *Flitetest*. Flitetest. 03 12, 2015. <https://www.flitetest.com/articles/vortex-generator-design-tips-and-experimentation> (accessed 12 10, 2018).
- Skopiński, Jacek. *Aero Service*. 2010. <http://www.vortex-generators.com/contact.html> (accessed Spetember 23, 2019).
- SOLIDWORKS. *Software Package, Ver 2015*. 2015.
- Tan Kar Zhen, Muhammaed Zubair, Kamarul Arifin Ahmad. "Experimental and Numerical Investigation of The Effects of Passive Vortex Generators on Aludra UAV Performance." *Chinese Journal of Aeronautics*, no. 24 (2011): 577-583.



# **KALIBRASI RADIOMETRI *VICARIOUS* KAMERA MULTISPEKTRAL SATELIT LAPAN-A3/IPB DI WILAYAH BUKIT JADDIH MADURA (*VICARIOUS* RADIOMETRIC CALIBRATION OF LAPAN-A3/IPB SATELLITE MULTISPECTRAL IMAGER IN JADDIH HILL MADURA)**

**Sartika Salaswati<sup>1</sup>, Patria Rachman Hakim<sup>2</sup>, A Hadi Syafrudin<sup>3</sup>, Rommy Hartono<sup>4</sup>, Satriya Utama<sup>5</sup>,  
Agus Herawan<sup>6</sup>, Rakhmat Yatim<sup>7</sup>, Rifki Ardinal<sup>8</sup>, Bambang Sigit Pamadi<sup>9</sup>**

Pusat Teknologi Satelit, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

<sup>1</sup>e-mail: sartika.salaswati@lapan.go.id

Diterima : 24 September 2019; Direvisi : 4 Maret 2020 ;Disetujui 24 April 2020:

## **ABSTRACT**

LAPAN-A3/IPB satellite is an experimental microsatellite with remote sensing as its main mission. The satellite brings a multispectral pushbroom imager of red-green-blue-near infrared (RGB-Nir) color channel, with spatial resolution of 15 meter, 120 km swath-width, 16 bit radiometric resolution and 21 days temporal resolution. In order to produce high quality observation image everytime, vicarious radiometric calibration of the imager needs to be conducted regularly since the satellite launch. This research analyzes vicarious radiometric calibration of LAPAN-A3/IPB satellite multispectral imager which has been conducted on Jaddih Hill of Madura last year. By comparing satellite observation image and radiance data measured from field observation by using spectrometer, radiance coefficient can be derived, which shows the relationship between image digital number to at sensor ToA (Top-of-Atmosphere) radiance value. Several calculations and analysis which have been done show that the resulted radiance coefficient derived from Bukit Jaddih calibration has similar values to several previous vicarious radiometric calibrations on different calibration area. Temporal analysis also shows that the radiance coefficient derived by using several Bukit Jaddih observations on different acquisition time have similar values. The result show that the coefficient of vicarious calibration in Jaddih Hill, Madura on the red channel is 0,00134; green channel is 0,00183; blue channel is 0,0036; and NIR channel is 0,00143. These results show that result of the vicarious radiometric calibration conducted is quite accurate. However, the accuracy of the calibration could be improved using atmosphere data obtained from sunfotometer measurement.

Keywords: *vicarious radiometric calibration, multispectral imager, LAPAN-A3/IPB satellite, bukit Jaddih Madura, ToA (Top-of-Atmosphere) radiance*

## ABSTRAK

Satelit LAPAN-A3/IPB merupakan satelit mikro eksperimental yang memiliki misi penginderaan jauh sebagai salah satu misi utamanya. Dalam melaksanakan misi penginderaan jauh tersebut, satelit LAPAN-A3/IPB dilengkapi dengan muatan utama berupa kamera multispektral empat kanal (merah-hijau-biru-inframerah dekat) jenis pencitraan pushbroom dengan resolusi spasial 15 meter dan lebar sapuan 120 km serta resolusi radiometri 16 bit dan resolusi temporal 21 hari. Untuk menghasilkan data citra pengamatan yang memiliki kualitas standar setiap saat, salah satu kalibrasi yang harus dilakukan adalah kalibrasi radiometri *vicarious* yang dilakukan setelah satelit mengorbit. Penelitian ini menganalisis hasil kalibrasi radiometri *vicarious* untuk kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB di wilayah bukit Jaddih Madura yang telah dilakukan pada tahun 2018 lalu. Dengan membandingkan data citra observasi yang dihasilkan satelit dan data radiansi hasil pengukuran lapangan dengan menggunakan spektrometer, diperoleh koefisien radiansi yang menyatakan hubungan antara data *digital number* citra kamera multispektral dengan data radiansi sensor ToA (*Top-of-Atmosphere*). Analisis yang telah dilakukan menunjukkan bahwa koefisien radiansi yang dihasilkan kalibrasi radiometri *vicarious* di bukit Jaddih Madura tidak berbeda jauh dengan koefisien radiansi yang dihasilkan pada beberapa kalibrasi radiometri *vicarious* sebelumnya. Analisis temporal juga menunjukkan bahwa koefisien radiansi yang dihasilkan dengan menggunakan data observasi bukit Jaddih pada periode waktu lainnya juga menghasilkan nilai koefisien radiansi yang sama. Hasil menunjukkan koefisien radiansi kalibrasi *vicarious* di bukit Jaddih Madura pada kanal merah 0,00134; kanal hijau 0,00183; kanal biru 0,0036; dan kanal NIR 0,00143. Hasil kalibrasi radiometri *vicarious* yang dihasilkan cukup akurat. Walaupun demikian, akurasi kalibrasi radiometri *vicarious* yang dilakukan dapat ditingkatkan dengan menggunakan data atmosfer yang dihasilkan sensor *sunfotometer*.

Kata kunci : *kalibrasi radiometri vicarious, kamera multispektral, satelit LAPAN-A3/IPB, bukit Jaddih Madura, radiansi ToA (Top-of-Atmosphere)*

### 1 PENDAHULUAN

Satelit LAPAN-A3/IPB memiliki misi utama penginderaan jauh dengan kamera multispektral sebagai muatan utamanya. Kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB merupakan kamera bertipe pushbroom yang memiliki empat kanal warna, yaitu kanal merah (*red*), hijau (*green*), biru (*blue*), dan inframerah-dekat (NIR). Kamera ini mempunyai resolusi spasial 15 meter dan lebar sapuan 120 km, serta resolusi radiometri 16 bit dan resolusi temporal 21 hari. Kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB telah menghasilkan citra yang

telah dimanfaatkan cukup luas diantaranya untuk mengidentifikasi jenis tanaman dan jenis pertumbuhan tanaman (Setiawan *et al.*, 2017) (Wijayanto, *et al.*, 2018), monitoring wilayah kekeringan (Amalo *et al.*, 2018), estimasi jumlah klorofil tanaman (Permatasari, *et al.*, 2018), pemantauan lahan sawah (Raimadoya, *et al.*, 2011) (Setiawan, *et al.*, 2018), dan analisis perubahan penggunaan lahan (Nugroho, *et al.*, 2018).

Untuk menghasilkan data citra dengan kualitas tinggi baik dalam aspek geometri maupun radiometri, beberapa

tahapan kalibrasi dan koreksi citra perlu dilakukan. Beberapa kalibrasi sebelum satelit diluncurkan pada tahun 2016 telah dilakukan, antara lain adalah kalibrasi focus citra (Tahir, et al, 2016) dan kalibrasi radiometri skala laboratorium (Syafudin, et al, 2017). Beberapa algoritma koreksi citra juga telah dikembangkan untuk melakukan koreksi sistematis terhadap citra mentah satelit yang dihasilkan (Hakim, et al, 2018). Kalibrasi radiometri setelah satelit berada di orbit, yang dikenal dengan istilah kalibrasi radiometri *vicarious*, juga telah dilakukan untuk mengetahui perubahan kualitas kamera selama di orbit (Arai, et al, 2018).

Diantara beberapa aspek terkait kalibrasi kamera dan koreksi citra tersebut, salah satu indikator utama dari kualitas sebuah citra yaitu citra tersebut telah terkalibrasi radiometri secara absolut. Salah satu metode kalibrasi radiometri setelah satelit diluncurkan yaitu kalibrasi *vicarious*. Kalibrasi *vicarious* adalah kalibrasi yang memanfaatkan situs alami atau buatan pada permukaan bumi untuk kalibrasi sensor pasca peluncuran (CCRS, 2004). Kalibrasi ini dipercaya dapat menjadi jaminan kualitas data penginderaan jauh (Dinguirard *et al.*, 1999).

Tahap pertama metode kalibrasi berbasis reflektansi ini adalah memilih permukaan referensi dengan karakteristik spesifikasi seragam, dan stabil, yang dapat dibagi menjadi dua kelompok : (1) karakteristik yang terkait dengan masalah atmosfer dan geografis, yaitu, wilayah harus memiliki tutupan awan rendah, ketinggian tinggi, dan datar, dan (2) karakteristik fisik, seperti nilai reflektansi tinggi, keseragaman spasial yang tinggi pada area yang luas, *near-lambertian*, dan stabil dari waktu ke waktu (*invariant temporal*), serta permukaan yang mudah diakses (Scott *et al.*, 1996). Wilayah harus memiliki

tutupan awan rendah untuk mendapatkan data reflektansi yang sama dengan yang diterima kamera satelit, disamping itu juga untuk menghasilkan citra yang bebas awan khususnya pada wilayah kalibrasi.

Sementara nilai reflektansi yang tinggi untuk menghasilkan data yang akurat karena data reflektansi yang cenderung tinggi lebih aman dari *noise*. Kalibrasi radiometri *vicarious* pertama untuk kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB telah dilakukan dengan supervisi dan analisis mendalam Kohei Arai di wilayah Kupang, Nusa Tenggara Timur (Arai, et al, 2018).

Pada penelitian tersebut dihasilkan TOA radiansi dari pengukuran kemudian dihitung persentase perbedaannya dengan hasil perhitungan di laboratorium. Melanjutkan kalibrasi *vicarious* pertama tersebut, penelitian ini bertujuan untuk menghasilkan nilai koefisien radiansi kamera multispektral satelit LAPAN-A3/IPB berdasarkan pengukuran kalibrasi lapangan yang dilakukan di wilayah lain yaitu bukit Jaddih Madura. Wilayah tersebut dinilai memenuhi syarat sebagai referensi kalibrasi *vicarious* kamera multispektral LAPAN-A3/IPB. Koefisien radiansi yang dihasilkan tersebut dapat digunakan untuk mengkonversi *digital number* kamera ke dalam unit radiansi, sehingga dapat meningkatkan kualitas citra kamera multispektral LAPAN-3/IPB dan pemanfaatannya dapat berkembang lebih luas lagi. Selain itu, hasil kalibrasi yang dilakukan ini dapat digunakan untuk memvalidasi hasil kalibrasi sebelumnya dan yang lebih penting yaitu untuk membangun kemandirian dan kemampuan sumberdaya LAPAN terkait proses kalibrasi radiometri *vicarious* di masa yang akan datang.

## 2 METODOLOGI

### 2.1. Waktu dan Lokasi

Pengukuran reflektansi dan radiansi dilakukan di bukit Jaddih, Madura pada tanggal 30 Oktober 2018 (01:59:30 – 02:00:33 UTC). Waktu tersebut bertepatan dengan lewatnya satelit LAPAN-A3 pada wilayah tersebut. Sementara itu, pemilihan lokasi pada wilayah bukit Jaddih Madura ( $7^{\circ} 5'0.04$  LS dan  $112^{\circ}45'38.49$  BT) telah diobservasi sebelumnya. Lokasi tersebut dipertimbangkan memenuhi syarat untuk dijadikan lokasi kalibrasi *vicarious*, yaitu memiliki homogenitas yang baik (wilayah bukit Jaddih didominasi dengan hamparan pasir kapur yang warnanya homogen), memiliki nilai reflektansi yang tinggi (bukit Jaddih merupakan bukit kapur yang didominasi dengan warna putih, objek berwarna putih memiliki reflektansi yang tinggi), memiliki luasan yang mencukupi skala resolusi sensor yang akan dikalibrasi (memiliki luasan lebih dari 30 m x 30 m, luas wilayah bukit Jaddih sebelumnya diukur melalui *google earth*), memiliki curah hujan yang rendah (berdasarkan citra yang diperoleh LISA pada bulan Agustus – Oktober 2018, wilayah bukit Jaddih Madura cenderung bebas awan), dan aksesnya mudah (wilayah bukit Jaddih merupakan tempat wisata sehingga dapat diakses dengan mudah tanpa harus melewati birokrasi yang rumit).

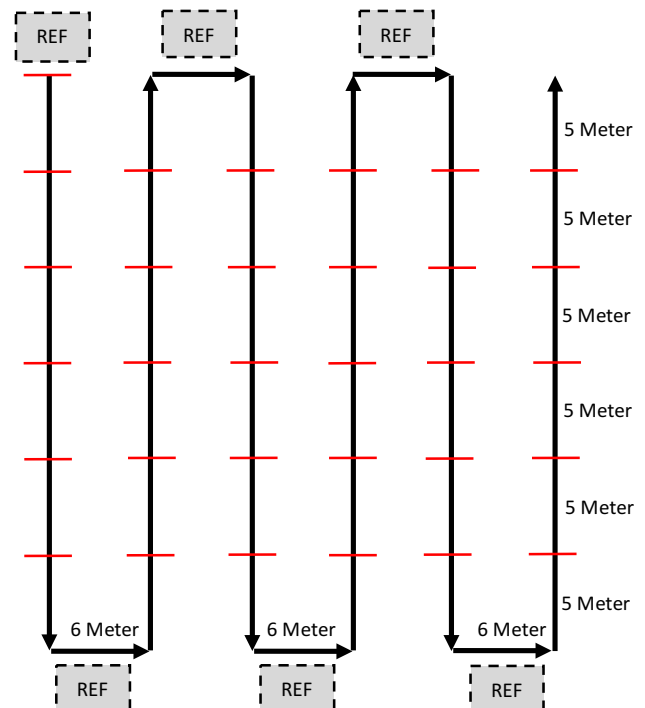
### 2.2. Pengukuran Reflektansi dan Radiansi

Pengukuran radiansi pada wilayah bukit Jaddih menggunakan instrument berupa spektrometer. Spektrometer yang digunakan merupakan jenis *FieldSpec*

*Hand Held 2* buatan ASD. Pengukuran reflektansi dan radiansi dilakukan seperti pada gambar 2.1 dan gambar 2.2 (Salaswati et al., 2019). Pola tersebut digunakan dengan harapan reflektansi pada keseluruhan daerah homogen yang dijadikan referensi dapat terwakili nilai reflektansinya.



Gambar 2-1: Pengukuran reflektansi dan radiansi wilayah bukit Jaddih Madura



Gambar 2-2: Setup pengukuran reflektansi wilayah homogen

Tabel 2-1 : Spesifikasi spectrometer *Fieldspec Hand Held 2* (ASD Inc, 2010)

Spesification	Value
<i>Wavelength Range</i>	325 – 1075 nm
<i>Wavelength Accuracy</i>	± 1 nm
<i>Spectral Resolution</i>	< 3 nm at 700 nm
<i>Integration Time</i>	8.5 ms minimum (selectable)
<i>Field-of-View</i>	25° (Optional fore optics available)
<i>Sampling Interval</i>	1.5 nm for the spectral region 325 – 1075 nm
<i>Spectrum File Size</i>	Approximately 30 KB
<i>Memory Storage</i>	Up to 2000 spectrum files
<i>Wigth</i>	1.2 kg (2.6 lbs) with batteries
<i>Body Dimensions</i>	Measurements with handle not attached (width x depth x height) : 90 x 140 x 215 mm (3.5 x 5.5 x 8.5 in)
<i>Temperature Range</i>	Operating Temperature : 0° to 40° C (32° to 104° F) Storage Temperature : 0° to 45° C (32° to 113° F) Operating and Storage Humidity : 90 % Noncondensing

### 2.3. Pengolahan Data

Pengolahan data pada kegiatan ini meliputi pengolahan data citra, pengolahan data radiansi, dan pengolahan data koefisien radiansi. Pengolahan data radiansi menggunakan software *HH2 Sync*, *View Spec Pro*, dan *Ms. Excel*. Pengolahan data citra menggunakan software koreksi sistematis berbasis MATLAB. Pengolahan data radiansi menghasilkan nilai

radiansi di setiap kanal citra. Setelah dihasilkan radiansi pada masing-masing kanal, maka dapat dihitung koefisien radiansinya. Proses perhitungan tersebut mengacu pada persamaan berikut :

$$L = K_A DN + K_B \quad (2-1)$$

$$K_A = \frac{L - K_B}{DN} \quad (2-2)$$

$K_A$  merupakan koefisien radiansi,  $DN$  merupakan *digital number* citra,  $K_B$  merupakan data dark citra, dan  $L$  merupakan radiansi. Jika  $K_B = 0$ , maka koefisien radiansi pada citra kamera multispektral LAPAN-A3 adalah :

$$K_{AR} = \frac{L_R}{DN_R} \quad (2-3)$$

$$K_{AG} = \frac{L_G}{DN_B} \quad (2-4)$$

$$K_{AB} = \frac{L_B}{DN_B} \quad (2-5)$$

$$K_{AN} = \frac{L_N}{DN_N} \quad (2-6)$$

$K_{AR}$ ,  $K_{AG}$ ,  $K_{AB}$ , dan  $K_{AN}$  merupakan koefisien radiansi untuk masing-masing kanal merah, hijau, biru, dan *NIR*.  $DN_R$ ,  $DN_G$ ,  $DN_B$ ,  $DN_N$  merupakan *digital number* citra kamera multispektral untuk masing-masing kanal merah, hijau, biru, dan *NIR*.  $L_R$ ,  $L_G$ ,  $L_B$ , dan  $L_N$  merupakan radiansi untuk masing-masing kanal merah, hijau, biru, dan *NIR*.

## 3. HASIL PEMBAHASAN

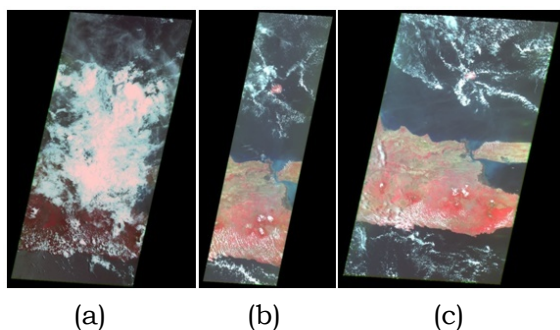
### 3.1 Citra Wilayah Bukit Jaddih

Pengamatan satelit LAPAN-A3 pada wilayah Bukit Jaddih Madura dilakukan pada tanggal 29-31 Oktober 2018, dimana pengamatan pada tanggal 29



Oktober dilakukan dengan manuver *off-nadir* sebesar kurang lebih 40 derajat (lintasan satelit berada kurang lebih 400 km di sebelah barat target), pengamatan pada tanggal 30 Oktober dilakukan dalam posisi nadir dan pengamatan pada tanggal 31 Oktober dilakukan dengan manuver *off-nadir* sebesar kurang lebih 40 derajat (lintasan satelit berada kurang lebih 400 km di sebelah timur target). Gambar 3-1 berikut menunjukkan hasil pengamatan untuk ketiga hari tersebut, dimana seluruh pengamatan tersebut berhasil mengamati wilayah Bukit Jaddih. Walaupun demikian, hanya pengamatan

Pada hari kedua dan ketiga yang menghasilkan citra bebas awan (citra kedua dan citra ketiga), sedangkan citra hasil pengamatan pada hari pertama tertutup awan tebal (citra pertama).



Gambar 3-1 : Citra satelit LAPAN-A3 wilayah bukit Jaddih, Madura (a) 29 Oktober 2018, (b) 30 Oktober 2018, (c) 31 Oktober 2018

Data citra wilayah bukit Jaddih pada tanggal 30 Oktober 2018 berhasil diperoleh. Data kuantitatif dari citra tersebut berupa nilai *digital number* pada masing-masing kanal. Wilayah pengukuran radiansi berukuran 30 m x 30 m, yang berarti luasan tersebut mewakili 2 x 2 pixel ( 1 pixel di kamera sama dengan 15 m di bumi).



Gambar 3-2 :Citra satelit LAPAN-A3 wilayah bukit Jaddih, Madura (30 Oktober 2018)

*Digital number* 4 pixel untuk masing-masing kanal adalah sebagai berikut :

Tabel 3-1 : *Digital number* kamera multispectral satelit LAPAN-A3

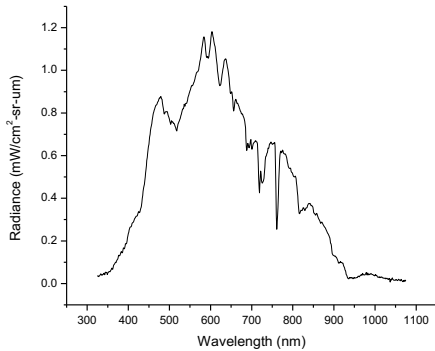
Pixel	Merah	Hijau	Biru	NIR
1	45477	33683	11238	23526
2	42883	34102	11392	22903
3	45436	34541	11452	23867
4	43301	35018	11643	23159

### 3.2 Radiansi Wilayah Bukit Jaddih

Data radiansi diperoleh dari pengukuran wilayah bukit Jaddih dengan menggunakan spektrometer. Dari pengukuran tersebut diperoleh grafik radiansi dari panjang gelombang 325 – 1075 nm. Sehingga untuk mengetahui nilai radiansi pada panjang gelombang tertentu perlu dilakukan perhitungan lebih lanjut. Citra kamera multispektral satelit LAPAN-A3 terdiri dari empat kanal yaitu kanal merah (*red*), kanal hijau (*green*), kanal biru (*blue*), dan kanal NIR. Untuk menghitung radiansi pada kanal-kanal tersebut diperlukan nilai *Full Width Half Maximum* (FWHM) masing-masing kanal. Nilai FWHM untuk kanal merah, hijau, biru, dan NIR pada kamera multispektral kamera satelit LAPAN-A3 adalah sebagai berikut :

Tabel 3-2 : FWHM pada kanal kamera multispektral satelit LAPAN-A3

Kanal	FWHM (nm)
Merah	630 – 700
Hijau	510 – 580
Biru	410 – 490
NIR	770 – 900



Gambar 3-3 : Grafik radiansi wilayah bukit Jaddih, Madura (spektrometer)

Nilai radiansi diperoleh dari luas dibawah grafik radiansi yang diperoleh dari pengukuran spektrometer. Setelah dilakukan perhitungan, maka diperoleh radiansi untuk masing-masing kanal adalah sebagai berikut

Tabel 3-3 : Radiansi wilayah bukit Jaddih untuk masing-masing kanal

Kanal	Radiansi (mW/cm <sup>2</sup> -sr-um)
Merah	59.229
Hijau	62.690
Biru	41.155
NIR	33.404

Tabel 3-4 : Koefisien radiansi dengan referensi wilayah bukit Jaddih untuk kalibrasi vicarious kamera multispektral LAPAN-A3

Kanal	Koefisien Radiansi
Merah	0.001339
Hijau	0.001826
Biru	0.003603
NIR	0.001430

Sebagai perbandingan akan ditampilkan koefisien radiansi berdasarkan pengukuran laboratorium sebelum peluncuran. Pengukuran ini menggunakan *uniform light source integrating sphere* sebagai sumber cahayanya. Tabel 3-6 menunjukkan bahwa koefisien radiansi pada kalibrasi vicarious wilayah bukit Jaddih tidak jauh berbeda dengan koefisien radiansi Laboratorium dan Bromo. Terjadi sedikit perbedaan koefisien radiansi di setiap wilayah, karena belum dilakukannya koreksi terhadap atmosfer di masing-masing wilayah tersebut. Akan tetapi, perbedaan yang tidak signifikan menunjukkan bahwa koefisien radiansi tersebut cukup presisi dan dapat dipertimbangkan penggunaannya.

### 3.3 Koefisien Radiansi

Berdasarkan persamaan (2-3), (2-4), (2-5), dan (2-6) maka diperoleh koefisien radiansi masing-masing kanal sebagai berikut :

Tabel 3-5 : Perbandingan koefisien radiansi kalibrasi *vicarious* kamera multispectral LAPAN-A3 di beberapa wilayah referensi

Kanal	Koefisien Radiansi			
	Jaddih	Lab	Bromo	Kupang
Merah	0.00134	0.00074	0.00077	0.00312
Hijau	0.00183	0.00060	0.00099	0.00569
Biru	0.00360	0.00151	0.00675	0.01191
NIR	0.00143	0.00085	0.00103	0.00486

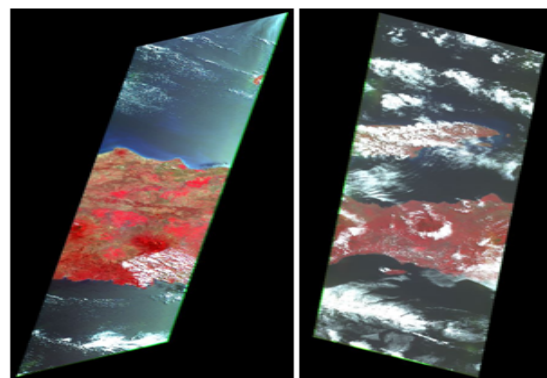
Tabel 3-6 : Selisih koefisien radiansi kalibrasi *vicarious* kamera multispectral LAPAN-A3 di beberapa wilayah kalibrasi

Kanal	Selisih Koefisien Radiansi		
	Jaddih-Lab	Jaddih-Bromo	Jaddih-Kupang
Merah	0.00060	0.00057	0.00178
Hijau	0.00123	0.00084	0.00387
Biru	0.00209	0.00315	0.00831
NIR	0.00058	0.00040	0.00343

Gambar 3-4 dan 3-5 berikut menunjukkan citra satelit LAPAN-A3/IPB pada saat pengukuran kalibrasi yang dilakukan di wilayah Kupang dan Gunung Bromo.



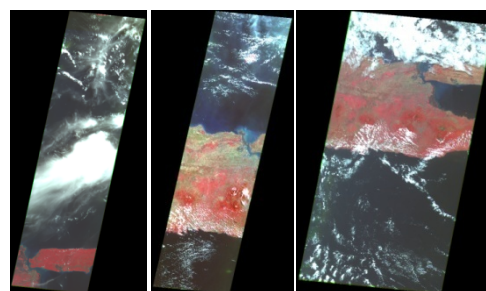
Gambar 3-4 : Citra wilayah Kupang, Nusa Tenggara Timur (NTT)



Gambar 3-5 : Citra wilayah Gunung Bromo, Jawa Timur

### 3.4 Analisis Temporal

Selain menggunakan data citra satelit pada saat pengukuran lapangan berlangsung, penelitian ini juga membandingkan citra observasi wilayah bukit Jaddih untuk beberapa waktu pengamatan yang berbeda dengan tujuan untuk mengetahui stabilitas radiansi dari wilayah bukit Jaddih tersebut. Wilayah dengan tingkat stabilitas radiansi yang tinggi umumnya dapat dijadikan sebagai target wilayah kalibrasi yang dapat digunakan secara berkala dari waktu ke waktu, karena tidak dipengaruhi pengaruh atmosfer secara signifikan. Gambar 3-6 menunjukkan beberapa citra observasi bukit Jaddih yang digunakan dalam perbandingan ini, yaitu beberapa citra pengamatan bukit Jaddih yang bebas awan yang diperoleh pada tahun 2018.



Gambar 3-6 : Citra wilayah bukit Jaddih, Madura periode 2018

Tabel 3-7 : *Digital number* kamera multispectral satelit LAPAN-A3 pada citra wilayah bukit Jaddih pada waktu yang berbeda

Tanggal	Kanal Merah	Kanal Hijau	Kanal Biru	Kanal NIR
29-03-2018	54347	44192	12044	27704
17-09-2018	59127	48457	22473	25790
18-09-2018	60201	44400	21882	29188
30-10-2018	44274	34336	11431	23364

Tabel 3-8 : Koefisien radiansi kalibrasi *vicarious* kamera multispectral LAPAN-A3 di wilayah bukit Jaddih pada waktu yang berbeda

Tanggal	Kanal Merah	Kanal Hijau	Kanal Biru	Kanal NIR
29-03-2018	0.00109	0.00142	0.00342	0.00121
17-09-2018	0.00100	0.00129	0.00183	0.00130
18-09-2018	0.00098	0.00141	0.00188	0.00114
30-10-2018	0.00134	0.00183	0.00360	0.00143

Dengan menggunakan data pengukuran lapangan yang dimiliki, Tabel 3-6 menunjukkan hasil perhitungan koefisien radiansi yang diperoleh dengan menggunakan beberapa data citra observasi tersebut. Tabel 3-7 menunjukkan bahwa nilai koefisien radiansi yang dihasilkan dengan menggunakan beberapa citra observasi tersebut memiliki nilai yang relatif konstan, dengan standar deviasi sebesar 15 persen. Dengan demikian, wilayah bukit Jaddih dapat dikatakan memiliki karakteristik yang cukup baik sehingga hasil kalibrasi radiometri *vicarious* yang dilakukan ini dapat dikatakan cukup akurat.

#### 4 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian yang dilakukan dalam kalibrasi *vicarious* di bukit Jaddih Madura ini, diperoleh koefisien radiansi kanal merah 0,00134; kanal hijau 0,00183; kanal biru 0,0036;

dan kanal NIR 0,00143. Nilai tersebut dapat dikatakan merepresentasikan radiansi pada sebuah citra. Nilai yang dihasilkan tidak berbeda jauh dengan koefisien radiansi yang dihasilkan dalam beberapa kalibrasi sebelumnya di wilayah yang berbeda. Akan tetapi perlu dikaji lebih lanjut apakah koefisien ini dapat berlaku untuk semua citra atau citra tertentu saja. Selain itu, penelitian ini masih memerlukan penyempurnaan karena belum dilakukannya koreksi atmosfer pada pengukuran. Analisis temporal menunjukkan bahwa koefisien radiansi yang dihasilkan menggunakan beberapa citra observasi wilayah bukit Jaddih pada periode waktu lain memiliki nilai yang relatif sama, dengan standar deviasi sebesar 15 persen. Kedua hasil tersebut menunjukkan bahwa hasil kalibrasi radiometri *vicarious* yang dilakukan cukup akurat. Walaupun demikian, akurasi kalibrasi dapat lebih ditingkatkan dengan memperhitungkan faktor atmosfer pada wilayah pengukuran.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Terima kasih penulis ucapkan kepada Bapak Ir. Mujtahid, MT selaku Kepala Pusat Teknologi Satelit Lapan, Bapak Abdul Karim, ST, MT selaku Kepala Bidang Program dan Fasilitas, Bapak Wahyudi Hasbi, S.Si, M.Kom selaku Kepala Bidang Diseminasi, atas arahan, bimbingan, serta fasilitas yang diberikan. Tak lupa penulis ucapkan terima kasih kepada tim pengukuran di lapangan. Atas bantuan mereka semua, karya tulis ilmiah ini dapat terselesaikan dengan baik.

#### PERNYATAAN PENULIS

Sartika Salaswati, Patria Rachman Hakim, dan A Hadi Syafrudin memiliki peran yang sama besar sebagai kontributor utama dalam penelitian ini, yang bertanggungjawab terhadap proses

perancangan penelitian dan prosedur kalibrasi, serta pengolahan dan analisis data. Sementara itu, Rommy Hartono, Satriya Utama, Agus Herawan, Rifki A, Rakhmat Yatim, dan Bambang Sigit berperan sebagai kontributor anggota dalam penelitian ini, bertanggungjawab terhadap proses akuisisi data satelit dan pengukuran spektrometer di lapangan.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Amalo, L.F., et al., 2018. *Drought Monitoring Using LISAT and LANDSAT 8 Satellite Imagery in Pakisjaya District, West Java*, Paper presented at the 5<sup>th</sup> Sympoium on LAPAN-IPB Satellite, 2018.
- Arai, K., et. al., 2018. *Method for Uncertainty Evaluation of Vicarious Calibration of Spaceborne Visible to Near Infrared Radiometers*, International Journal of Advanced Computer Science and Applications (IJACSA), Vol. 10, No. 1, 2019.
- ASD Inc., 2010. *FieldSpec HandHeld 2<sup>TM</sup> Spectroradiometer User Manual*, www.asdi.com, diakses : 13 Agustus 2019.
- Canada Centre for Remote Sensing - CCRS, *Vicarious Calibration*, <http://calvalportal.ceos.org/cal/val-wiki//wiki/CalVal+Wiki/Vicarious+Calibration>, diakses : 13 Agustus 2019.
- Dinguirard, M., & Slater, P.N., 1999. *Calibration of Space-multispectral Imaging Sensor : A Review*, Remote Sensing of Environment 68 (194 – 205).
- Hakim, et. al., 2018. *Development of Sytematic Image Preprocessing of LAPAN-A3/IPB Multispectral Images*, International Journal of Advanced Studies in Computer Science in Engineering (IJASCSE) Volume 7 Issue 10.
- Nugroho, S.P., et al., 2018. *Landuse Change Analysis for Hydrology Response and Planning Management of Cibeet Subwatershed, Wst Java, Indonesia*, Paper presented at the 5<sup>th</sup> Sympoium on LAPAN-IPB Satellite, 2018.
- Permatasari, P.A., et al., 2018. *Comparison of LISAT and LANDSAT Imagery for Estimating Chlorophyl-a*, Paper presented at the 5<sup>th</sup> Sympoium on LAPAN-IPB Satellite, 2018.
- Raimadoya, M.A., et al., 2011. *Analisis Misi dan Rancangan LAPAN-IPB Satellite (LISAT) untuk Pemantauan Kemandirian Pangan*, Jurnal Ilmu Pertanian Indonesia, ISSN : 0853-4217.
- Salaswati, S., et al., 2019. *Observasi Wilayah TNBTS untuk Kalibrasi Vicarious Kamera Multispektral LAPAN-A3*, Prosiding SIPTEKGAN XXIII 2019.
- Scott, K.P., Thome, K.J., & Bronwlee, M.R., 1996. *Evaluation of The Railroad Valley Playa for Use in Vicarious Calibration*. In Proceedings of SPIE Conference (pp. 158 -166).
- Setiawan, Y., et al., 2017. *An Evaluation of The Use of LAPAN-A3/IPB Spectral Features to Identify Agricultural Land Use Types in Java*, Paper presented at the 4<sup>th</sup> Sympoium on LAPAN-IPB Satellite, 2017.
- Setiawan, Y., et al., 2018. *Pemanfaatan Fusi Data Satellite-A3/IPB dan Landsat 8 untuk Monitoring Lahan Sawah*, Jurnal Pengelolaan Sumberdaya Alam dan Lingkungan Vol. 8 No.1, 67 – 76.
- Syafrudin, A.H., et. al., 2018. *Pre-Flight Radiometric Model of Linear Imager on LAPAN-IPB Satellite*, IOP Conference Series : Earth and Environmental Science, Sci. 149 012068.
- Tahir, A.M., et al., 2016. *Peningkatan Kualitas Fokus Citra Imager*

*Multispektral Satelit LAPAN-A3,*  
Jurnal Teknologi Dirgantara Vol.14  
No.1 Juni 2016 : 37-50.

Wijayanto, A.K., et al., 2018. *The Characteristic of Spectral Reflectance from LAPAN-IPB Satellite and Landsat 8 over Agricultural Area in Probolinggo, East Java*, Paper presented at the 5<sup>th</sup> Symposium on LAPAN-IPB Satellite, 2018.



**PERHITUNGAN *FAILURE INDEX* STRUKTUR SAYAP PESAWAT TERBANG TANPA AWAK Ai-X1 DENGAN MENGGUNAKAN KRITERIA TSAI-HILL DISIMULASIKAN DENGAN METODE ELEMEN HINGGA (DETERMINATION OF FAILURE INDEX OF WING STRUCTURE UAV Ai-X1 BY USING TSAI-HILL CRITERION SIMULATED IN FINITE ELEMENT METHOD)**

**Lenny Iryani, Singgih Satrio Wibowo**

<sup>1</sup>Program Studi Teknik Aeronautika

Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Bandung

e-mail: lenny.iryani@polban.ac.id

Diterima : 30 oktober 2019; Direvisi : 6 Maret 2020; Disetujui : 27 Maret 2020

**ABSTRACT**

The strength of the aircraft structure was analyzed and determined by using the strength of the material analysis. One of methods to calculate the strength of the aircraft structure's wing made from composite material were analyzed by calculating the failure index of the lamina. In this research, the failure index of the wing structure of the Ai-X1 UAV was determined. The failure index calculation for the analysis was using the Tsai-Hill criterion. Based on the Tsai-Hill criterion, the lamina of the Ai-X1 wing structures is in a safe condition.

*Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV), composite material, Tsai-Hill, failure index*

**ABSTRAK**

Untuk mengetahui kekuatan struktur suatu pesawat terbang, dilakukan perhitungan dan analisis kekuatan struktur. Struktur sayap pesawat terbang yang disusun dari material komposit, untuk penghitungan dan analisis kekuatan struktur salah satunya dilakukan dengan menghitung *failure index* pada masing-masing *layer*/susunan dari material komposit tersebut. Pada penelitian ini, struktur sayap Pesawat terbang tanpa awak (PTTA) Ai-X1 yang terbuat dari material komposit dianalisis kekuatan strukturnya dengan menghitung *failure index* dari masing-masing *layer*/susunan material komposit tersebut. Perhitungan *failure index* dilakukan dengan menggunakan kriteria kegagalan Tsai-Hill. Hasil dari penelitian ini yaitu nilai *failure index* pada masing-masing *layer*/susunan material komposit struktur sayap pesawat Ai-X1. Berdasarkan kriteria Tsai-Hill masing-masing *layer*/susunan tersebut menunjukkan tidak adanya keretakan pada lamina.

*Kata kunci: pesawat terbang tanpa awak, material komposit, Tsai-Hill, failure index*



## 1 PENDAHULUAN

Teknologi digital yang berkembang pesat dalam beberapa dekade terakhir ini diiringi dengan berkembangnya teknologi pesawat terbang tanpa awak (PTTA). Tahun 1898, Nikola Tesla mendapatkan hak paten atas kendaraan tanpa awak dengan nomor hak paten 613809 [1]. Berawal dari sinilah kemudian teknologi PTTA berkembang. PTTA didefinisikan sebagai semua alat/kendaraan yang terbang di udara tanpa dikemudikan atau dikendalikan oleh seseorang/pilot [2]. Awal mula PTTA dikembangkan untuk pemenuhan kebutuhan militer [3-5] namun seiring berjalannya waktu sekarang ini PTTA dikembangkan untuk keperluan membantu pemetaan suatu daerah maupun mendistribusikan beberapa kebutuhan pokok untuk korban bencana alam yang berada di daerah yang sulit terjangkau dengan kendaraan/alat transportasi darat [6-9].

Guna membantu melaksanakan pemetaan suatu wilayah khususnya di negara Indonesia yang terdiri dari gugusan pulau-pulau, dikembangkan PTTA dengan misi melaksanakan pemetaan wilayah/daerah-daerah kecil yang belum terjangkau. PTTA tersebut dirancang untuk dapat terbang dengan kecepatan terbang jelajah (*cruise*) 80 km/jam dengan jarak tempuh sejauh 10 km. Ukuran bentang sayap dari pesawat ini adalah sebesar 1.1 m. Sebagian besar struktur PTTA ini terbuat dari material komposit. Dengan pertimbangan dapat dibuat material komposit yang sesuai dengan kriteria kebutuhan kekuatan struktur serta dapat mengoptimalkan berat keseluruhan dari struktur PTTA ini. Teknologi PTTA ini juga dikembangkan dalam hal untuk pemetaan dan pemantauan tanaman dan lahan pertanian di Indonesia [10].

Analisis kekuatan struktur yang terbuat dari material komposit ini sangat

penting untuk dilakukan. Berdasarkan analisis kekuatan struktur ini akan diperoleh informasi tentang kekuatan struktur PTAA terhadap beban yang terjadi serta daerah-daerah kritis yang terjadi selama PTTA ini dioperasikan/mengalami pembebanan [11,16].

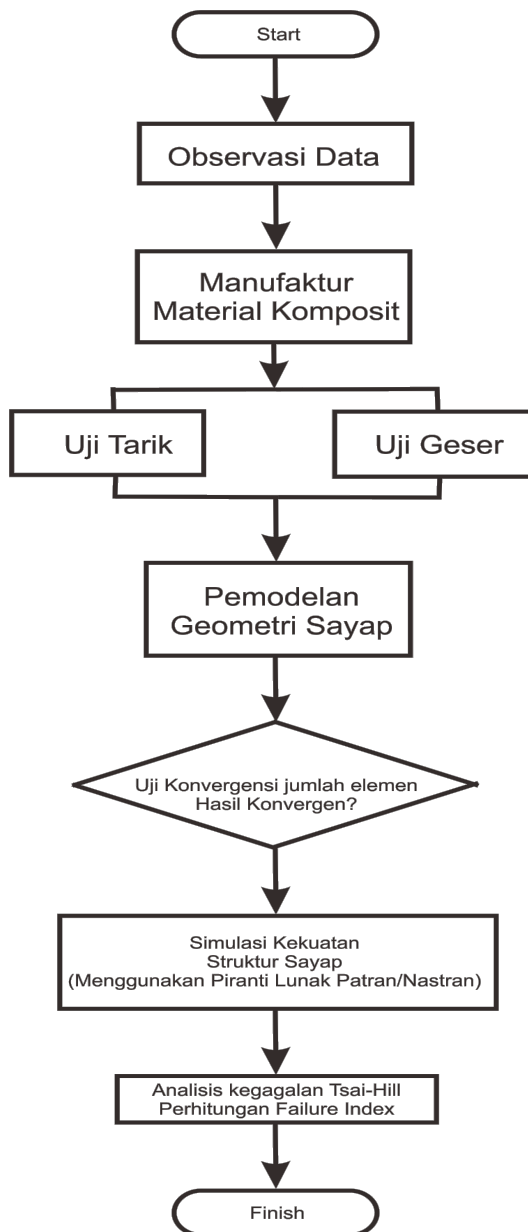
Pada penelitian ini dilakukan analisis tentang kekuatan struktur material komposit. Dilakukan dengan menghitung *failure index* dari setiap lamina penyusun material komposit tersebut.

## 2 METODOLOGI

PTTA yang dikembangkan dengan tujuan untuk memetakan wilayah di Indonesia khususnya digunakan untuk bidang pertanian ini merupakan teknologi yang baru dikembangkan di awal tahun 2011 [10]. PTTA jenis Ai-X1 merupakan PTTA yang dikembangkan di Indonesia secara mandiri guna mengatasi daya jelajah dan ketahanan terbang serta kapasitas berat muatan yang lebih baik. Penelitian ini dilakukan dengan terlebih dahulu mengumpulkan dan mengkaji data-data yang dibutuhkan untuk analisis selanjutnya. Diantaranya data geometri dan data visi misi dari pesawat PTTA. Kemudian tahap berikutnya dilakukan proses manufaktur material komposit yang digunakan untuk komponen struktur sayap pesawat terbang ini. Guna memperoleh sifat/properti material komposit ini maka dilakukan pengujian berupa uji tarik dan uji geser sesuai prosedur pengujian ASTM D3039 [12] dan ASTM D5379 [13].

Langkah selanjutnya dilakukan pemodelan struktur sayap PTTA sesuai dengan data geometri yang diperoleh dengan menggunakan piranti lunak CATIA. Berikutnya dilanjutkan dengan analisis kekuatan struktur sayap dengan menggunakan metode elemen hingga sampai dengan penghitungan *failure*

*index* dari masing-masing lamina penyusun material komposit PTTA ini. Gambar 2-1 menunjukkan diagram alir dari metodologi penelitian ini.



Gambar 2-1: Diagram alir penelitian.

Kriteria kegagalan Tsai-Hill merupakan suatu kriteria kegagalan material komposit anisotropic [14,15]. Persamaan untuk menghitung *failure index* tersebut adalah sebagai berikut.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = \alpha^2 \quad (1)$$

dimana:

$$X = \begin{cases} (\sigma_1^T)_{ult} & \text{jika } \sigma_1 > 0 \\ (\sigma_1^C)_{ult} & \text{jika } \sigma_1 < 0 \end{cases}$$

$$Y = \begin{cases} (\sigma_2^T)_{ult} & \text{jika } \sigma_2 > 0 \\ (\sigma_2^C)_{ult} & \text{jika } \sigma_2 < 0 \end{cases}$$

$$S = (\tau_{12}^T)_{ult}$$

Berdasarkan kriteria kegagalan Tsai-Hill tersebut jika nilai:

- $\alpha \geq 1$  maka terdapat retakan pada lamina.
- $\alpha < 1$  maka tidak terdapat retakan pada lamina.

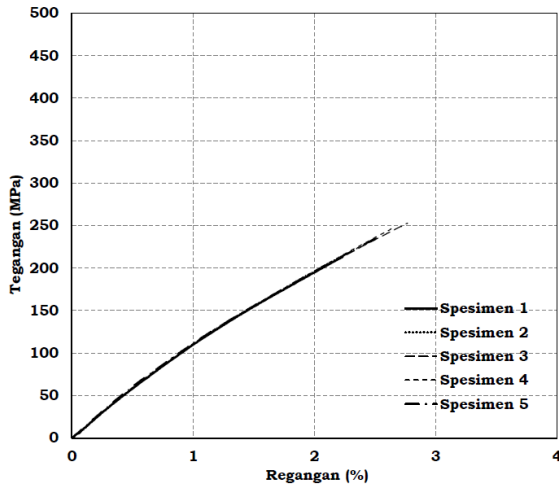
### 3. HASIL PEMBAHASAN

Proses manufaktur material komposit dilakukan dengan metode *hand-lay up* dan *vacuum bagging*. Selanjutnya untuk mengetahui properti material komposit ini, dilakukan uji tarik dan uji geser. Masing-masing pengujian tersebut dilakukan untuk lima buah spesimen uji pada setiap jenis material komposit yang dimanufaktur. Jenis material komposit yang selesai dibuat adalah jenis WR80, WR100 dan WR200. Material komposit jenis ini adalah material komposit dengan serat berupa *e-glass* dan disusun dengan cara dianyam (*Woven Rooven*). Perbedaan 80, 100, dan 200 adalah dari sisi massa jenisnya.

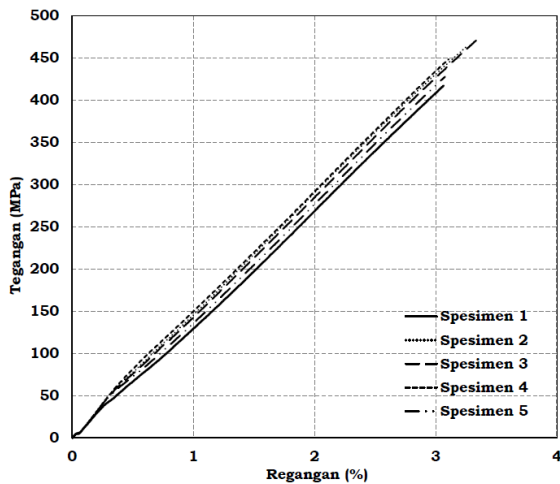
Pada proses pengujian tarik ini digunakan standar pengujian **ASTM D3039** *standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials standard test*. Dimensi specimen untuk pengujian dibuat sesuai dengan *standard test* tersebut. Masing-masing spesimen yang sudah siap tersebut kemudian dipasang pada mesin uji tarik dan dilakukan pengujian sampai spesimen tersebut patah.

Hasil dari pengujian Tarik ini ditunjukkan oleh Gambar 3-1 s/d 3-3. Untuk jenis material komposit WR80, hasil uji Tarik ditunjukkan oleh Gambar

3-1. Berdasarkan kurva tegangan – regangan tersebut terlihat bahwa untuk lima buah spesimen yang diuji, memberikan hasil kurva yang serupa dan saling berdekatan. Hal ini menunjukkan bahwa pengujian tarik yang dilakukan memberikan hasil yang konsisten untuk kelima spesimen uji sehingga data properti material dari hasil uji ini adalah data material yang valid.

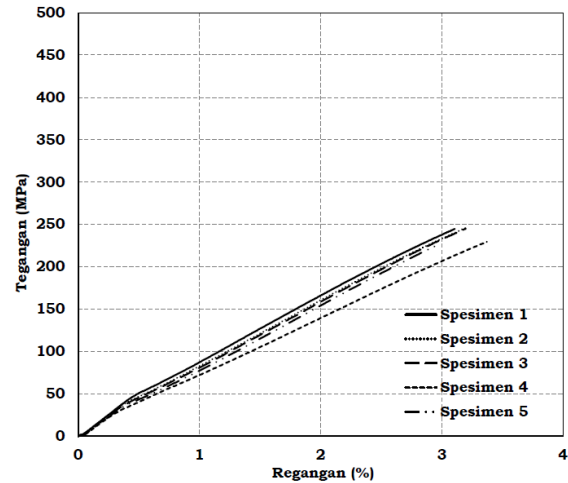


Gambar 3-1: Kurva tegangan – regangan WR80 hasil pengujian tarik.



Gambar 3-2: Kurva tegangan – regangan WR100 hasil pengujian tarik.

Data Modulus Elastisitas material komposit WR80 untuk kelima spesimen berada pada rentang nilai 11.42 – 11.77 GPa. Sedangkan data kekuatannya untuk kelima spesimen tersebut berada pada rentang 213 – 253 MPa.



Gambar 3-3: Kurva tegangan – regangan WR200 hasil pengujian tarik.

Pada Gambar 3 ditunjukkan kurva tegangan – regangan hasil uji tarik material komposit jenis WR100. Terdapat dua spesimen (spesimen 1 dan spesimen 5) yang kurva tegangan – regangannya berada di bawah dari tren kurva tegangan – regangan spesimen lainnya. Hal ini disebabkan karena patahan yang terjadi setelah dilakukan uji tarik spesimen 1 dan 5 berada pada daerah sekitar grip (penggenggam spesimen) dari mesin uji tarik tersebut. Namun demikian hasil dari data tegangan maksimum untuk kelima spesimen tersebut tidak mengalami perbedaan lebih dari 6.7%. Data kekuatan maksimum untuk material WR80 berada pada rentang 417 – 476 MPa. Sedangkan untuk data Modulus Elastisitasnya berada pada rentang 16.81 – 18.82 GPa.

Kurva tegangan – regangan untuk jenis material komposit WR200 ditunjukkan oleh Gambar 3-3. Berdasarkan hasil uji tarik pada Gambar 3-3 tersebut terlihat bahwa tren data kekuatan maksimum material jenis ini berada di bawah 250 MPa. Perbedaan masing-masing kekuatan tarik untuk kelima spesimen WR200 tidak lebih dari 5.28%. Data kekuatan Tarik untuk kelima spesimen tersebut berada pada rentang 226 – 247 MPa. Sedangkan data

Modulus Elastisitasnya berada pada rentang 9.75 – 10.87 GPa.

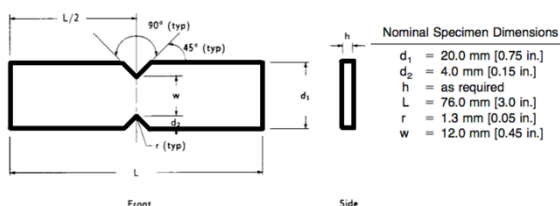
Hasil-hasil pengujian tersebut, berupa kekuatan Tarik (*Ultimate tensile stress*) dan Modulus Elastisitas untuk ketiga jenis material komposit (WR80, WR100, dan WR200) disajikan dalam bentuk tabel dan ditunjukkan oleh Tabel 3-1. Nilai yang ditampilkan pada Tabel 3-1 adalah nilai rata-rata dari hasil pengujian yang telah dilakukan.

Tabel 3-1 : Data properti material komposit hasil uji tarik

Material Komposit	<i>Ultimate tensile stress</i> (MPa)	<i>Modulus of elasticity</i> (GPa)
WR80	237.2	11.578
WR100	446.8	14.304
WR200	238.6	10.38

Data material berikutnya yang dilakukan adalah data properti material komposit untuk kekuatan geser.

Prosedur dan *standard test* untuk pengujian geser dilakukan dengan berpedoman kepada dokumen **ASTM D5379** *standard test method for shear properties of composite materials by the v-notched beam method*. Dimensi spesimen uji dibuat sesuai dengan dimensi standar yang ada pada dokumen tersebut. Gambar 3-4 menunjukkan standar dimensi spesimen untuk pengujian kekuatan geser.



Gambar 3-4: Dimensi spesimen uji geser sesuai standar ASTM D5379.

Hasil uji kekuatan geser ditampilkan dalam Tabel 3-2 dan Tabel 3-3. Berdasarkan Tabel 3-2 dan Tabel 3-3 tersebut terlihat bahwa untuk masing-masing spesimennya menunjukkan nilai kekuatan geser yang berada pada rentang yang berdekatan. Hasil dari uji geser ini dapat dikatakan valid dengan standar deviasi dibawah 3.

Tabel 3-2: Hasil Uji Geser WR80

Spesimen	<i>Ultimate shear stress</i> (MPa)
1	52.3
2	55.4
3	60.23
4	56.53
5	55.72
Rata-rata	56
STD	2.84
CV	5.07%

Tabel 3-2: Hasil Uji Geser WR200

Spesimen	<i>Ultimate shear stress</i> (MPa)
1	39.6
2	39.94
3	44.08
4	36.88
5	43.73
Rata-rata	40.85
STD	3.04
CV	7.44%

Berdasarkan hasil uji geser yang ditunjukkan oleh Tabel 3-2 dan Tabel 3-3, maka dapat disusun data properti material komposit WR80 dan WR200 seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-4.

Selanjutnya nilai properti dari hasil pengujian tersebut digunakan sebagai data input properti material pada saat pembuatan model dan simulasi serta analisis perhitungan *failure index* material komposit pembentuk struktur sayap PTTA.

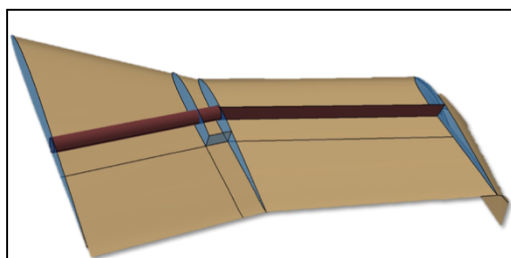
Tabel 3-4: Data properti material komposit hasil uji geser

Material Komposit	Ultimate shear stress (MPa)	Modulus of elasticity (GPa)
WR80	56	11.578
WR200	40.85	10.38

Pembuatan model struktur sayap PTTA dilakukan dengan menggunakan piranti lunak Catia. Dengan menggunakan data geometri dari pesawat PTTA Ai-X1, pemodelan dapat dengan mudah dilakukan. Bentuk pesawat PTTA Ai-X1 ditunjukkan oleh Gambar 3-5. Bentang sayap pesawat ini berjarak 1.1 meter. Dikarenakan bentuk pesawat PTTA yang simetris, maka pemodelan dilakukan hanya untuk geometri sayap kanan saja. Pemodelan struktur sayap pada piranti lunak Catia ditunjukkan oleh Gambar 3-6.



Gambar 3-5: Bentuk Pesawat PTTA Ai-X1.



Gambar 3-6: Geometri pemodelan struktur sayap kanan PTTA

Langkah selanjutnya setelah dilakukan pemodelan adalah mensimulasikan kekuatan struktur sayap tersebut dengan menggunakan

piranti lunak Patran/Nastran. Sebagai input data yang dibutuhkan pada proses simulasi ini adalah data geometri, data material, dan data pembebanan yang terjadi.

Data geometri disesuaikan dengan data geometri dari struktur sayap PTTA Ai-X1. Data material diperoleh dari hasil uji tarik dan uji geser. Struktur sayap pesawat Ai-X1 terdiri dari 2 jenis material yaitu orthotropik dan isotropik. Orthotropik digunakan multiplex plywood dan komposit polymer berserat *e-glass* WR80, WR100, WR200. Sedangkan isotropik yaitu Geofom EPS 22. Kemudian untuk data pembebanan yang terjadi disesuaikan dengan beban yang bekerja. Pada analisis ini beban yang terjadi disimulasikan untuk beban pada kondisi tinggal landas dan terbang jelajah seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-5.

Tabel 3-5: Kondisi Pembebanan

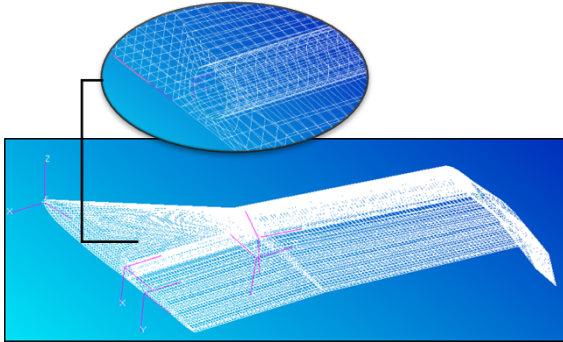
Kasus	Nilai	Lokasi
<b>Take-off</b>	4.8 G = 47 m/s <sup>2</sup>	Komponen struktur sayap
<b>Cruise</b>	74.7 N	Lower surface sayap

Proses selanjutnya adalah memodelkan kondisi batas struktur sayap tersebut. Bagian sambungan antara sayap dan *fuselage* dimodelkan dengan sambungan jenis *fix*. Artinya pada bagian sambungan tersebut tidak terdapat perpindahan baik dalam arah rotasi maupun dalam arah translasi.

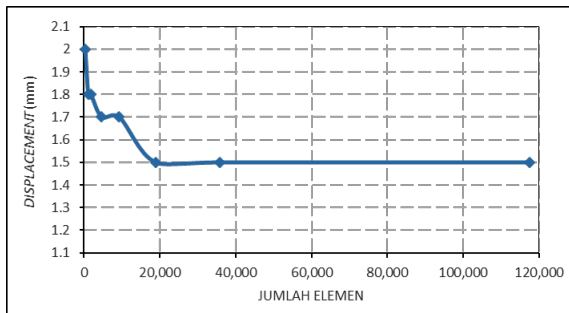
Berikutnya dilanjutkan dengan dilakukannya *meshing*, yaitu proses membagi-bagi menjadi elemen-elemen kecil struktur sayap yang dimodelkan tersebut. Hasil *meshing* struktur sayap ditunjukkan oleh Gambar 3-7.

Langkah penting setelah tahap *meshing* ini adalah uji konvergensi. Hal ini dilakukan untuk memastikan bahwa nilai tegangan maupun regangan pada

suatu daerah di struktur sayap pesawat menghasilkan nilai yang konsisten meskipun ukuran elemen-elemen kecil tersebut diperkecil/diperhalus lagi. Hasil uji konvergensi ditunjukkan oleh Gambar 3-8.



Gambar 3-7: Hasil Meshing struktur sayap



Gambar 3-8: Hasil uji konvergensi

Berdasarkan hasil uji konvergensi tersebut terlihat bahwa ketika jumlah elemen sebanyak 18,826 buah, pemodelan struktur sayap memberikan nilai *displacement* menuju nilai yang konstan seiring bertambahnya jumlah elemen. Berdasarkan hasil ini maka pemodelan struktur sayap tersebut memberikan nilai yang konstan jika jumlah elemen pada pemodelan lebih dari 18,826 elemen.

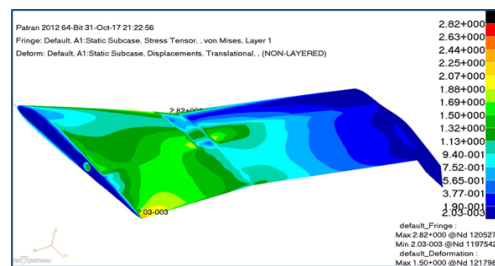
Setelah semua proses untuk input data simulasi selesai dilakukan, selanjutnya simulasi analisis kekuatan struktur sayap dan perhitungan *failure index* menggunakan piranti lunak Patran/Nastran. Hasil simulasi dan perhitungan *failure index* ditunjukkan oleh Tabel 3-6 dan Gambar 3-9, 3-10 dan 3-11.

Tabel 3-6: Nilai Tegangan Maksimum hasil simulasi

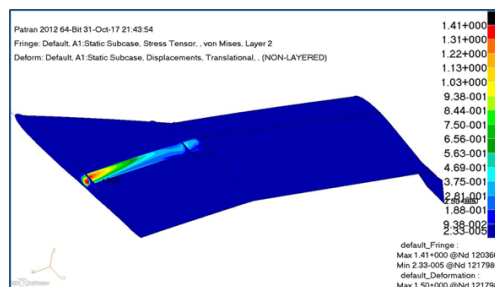
Location	Von Mises Stress Max (MPa)
Upper Skin	2.82
Pipe Spar	1.41
Lower Skin	3.10

Gambar 3-9 menunjukkan tegangan maksimum pada *upper skin* terjadi di daerah dekat sambungan *fuselage* bagian depan. Besarnya tegangan maksimum yang terjadi pada *upper skin* tersebut adalah sebesar 2.82 MPa. Susunan layer pada *upper skin* ini terdiri dari E-GFRP WR100.

Pada bagian *pipe spar*, daerah dengan tegangan maksimum terjadi di sekitar daerah sambungan dengan *fuselage*, seperti ditunjukkan oleh Gambar 11. Nilai tegangan maksimum yang terjadi di bagian *pipe spar* ini adalah sebesar 1.41 MPa. Bagian *pipe spar* ini tersusun oleh E-GFRP WR200.

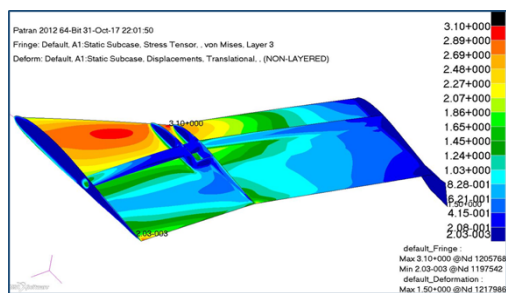


Gambar 3-9: Distribusi tegangan Von Mises pada Upper skin untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.



Gambar 3-10: Distribusi tegangan Von Mises pada Pipe spar untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.





Gambar 3-11: Distribusi tegangan Von Mises pada Lower skin untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.

Tegangan maksimum pada lower skin berlokasi di tengah sayap, serta bagian sambungan sayap dengan fuselage. Besarnya tegangan maksimum yang terjadi adalah 3.10 MPa. Bagian lower skin disusun oleh E-GFRP WR100.

Berdasarkan nilai tegangan maksimum yang tercantum pada Tabel 3-6, maka dapat di hitung nilai failure index dengan kriteria kegagalan Tsai-Hill untuk masing-masing bagian tersebut dengan menggunakan persamaan (1).

Tabel 3-7: Nilai Failure Index

Location	$\alpha$
Upper Skin	0.1192
Pipe Spar	0.5109
Lower Skin	0.1319

Nilai failure index yang diperoleh seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-7 menunjukkan bahwa untuk komponen struktur upper skin, pipe spar, dan lower skin tidak terjadi keretakan pada susunan laminanya. Hal ini ditunjukkan dengan nilai  $\alpha$ , failure index, kurang dari 1.

#### 4 KESIMPULAN

Proses manufaktur dan pengujian material komposit struktur sayap PTTA Ai-X1 pada penelitian ini telah dilakukan. Proses manufaktur dan pengujian ini dilakukan guna menunjang

analisis perhitungan failure index struktur sayap PTTA tersebut.

Berdasarkan hasil nilai  $\alpha$ , failure index, analisis struktur sayap PTTA Ai-X1 menurut kriteria kegagalan Tsai-Hill memberikan nilai kurang dari 1, yang menunjukkan bahwa tidak terjadi keretakan pada susunan lamina material komposit sayap PTTA tersebut.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Penelitian ini berjalan dengan bantuan dari sumber dana DIPA Polban Tahun 2019. Peneliti mengucapkan terima kasih banyak atas bantuan dan support yang diberikan selama penelitian ini berlangsung.

#### DAFTAR RUJUKAN

##### Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

- [1]Tesla, Nikolas. *Method of and apparatus for controlling mechanism of moving vessel or vehicles*, USA Patent Letter, Patent No. 613,809, dated November 8, 1898.
- [3]<https://airandspace.si.edu/stories/editorial/predator-drone-transformed-military-combat>. Diakses pada tanggal 21 Feb 2020.
- [4]<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170006086.pdf>. Diakses pada tanggal 21 Feb 2020.
- [5]<https://www.eda.europa.eu/what-we-do/activities/activities-search/remotely-piloted-aircraft-systems---rpas>. Diakses pada tanggal 25 Feb 2020.
- [6]Berni, J.A.J., P.J. Zarco-Tejada, L. Suárez, V. González-Dugo, and E. Fereres, 2009a. Remote Sensing of Vegetation from UAV Platforms Using Lightweight Multispectral and Thermal Imaging Sensors. Proceedings of ISPRS Hannover Workshop 2009. Hannover, Germany, 2 – 5 June 2009.
- [7]Yang, C. 2009. Remote Sensing Application for Precision Agriculture: Challenges and Prospects. Paper

presented at the 3rd Asian Conference on Precision Agriculture, Beijing, China, 14 – 17 November, 2009.

- [8]Lin, Z. 2008. UAV for Mapping - Low Altitude Photogrammetric Survey. The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1. Beijing 2008.
- [9]Barnard Microsystems Limited. 2011. Developing Unmanned Aircraft Systems to benefit Mankind. [http://www.barnardmicrosystems.com/L2\\_unmanned\\_air\\_systems.htm](http://www.barnardmicrosystems.com/L2_unmanned_air_systems.htm). diunduh tanggal 21 Feb 2020.
- [10]Rizatus Shofiyanti. (2011). Teknologi Pesawat Tanpa Awak untuk Pemetaan dan Pemantauan Tanaman dan Lahan Pertanian. Informatika Pertanian, Vol. 20 No. 2, pp. 58 – 64.
- [11]Iryani, Lenny dkk. (2019). Manufacturing Spar I Beam Profile of UAV Wing Structure Made of Composite Material. Jour of Adv Research in Dynamical & Control Systems, Vol. 11, 11-Special Issue. ISSN 1943-023X. DOI: 10.5373/JARDCS/V11SP11/20193066

### Buku

- [12]Annual Book of ASTM Standards, 2002. *Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*. ASTM International, United States ASTM.
- [13]Annual Book of ASTM Standards, 1999. *Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*. ASTM International, United States ASTM.
- [14]B.K, D. I. (2000). *Mekanika Struktur Komposit*. Penerbit ITB.

### Skripsi/Tesis/Disertasi

- [15]Andhanari, D. (2010). *Analisis Distribusi Tegangan Pada Bilah Turbin Angin Berbahan Komposit dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga*

*Untuk Memperoleh Konfigurasi Struktur Komposit Yang Optimum*. Tugas Akhir Institut Teknologi Bandung. Bandung. 105 hlm.

- [16]Harrison, S. K. (2006). *Comparison of Shear Modulus Test Methods*. Blacksburg: Thesis.

### Naskah Prosiding

- [17]Pierre-Jean Bristeau, François Callou, David Vissière. *The Navigation and Control technology inside the AR.Drone micro UAV*, Proceedings of the 18th World Congress The International Federation of Automatic Control Milano (Italy) August 28 - September 2, 2011.

### Naskah Konferensi

- [2] Henri Eisenbeiss, 2004. *A Mini Unmanned Aerial Vehicle (UAV): System Overview and Image Acquisition*, Paper presented at the International Workshop on "Processing and Visualization Using High-Resolution Imagery", 18-20 November 2004, Pitsanulok, Thailand.





# **KARAKTERISASI UKURAN DAN BENTUK AMONIUM PERKLOLAT CHINA, KOREA SELATAN DAN INDONESIA SERTA POTENSI PENGARUHNYA TERHADAP KARAKTERISTIK PROPELAN (SIZE AND SHAPE CHARACTERIZATION OF AMMONIUM PERCHLORATE PARTICLE FROM CHINA, SOUTH KOREA AND INDONESIA AND POTENTIAL EFFECT ON THE PROPELLANT CHARACTERISTICS)**

**Jones Hutauruk<sup>1</sup>, Romie Oktovianus Bura<sup>2</sup>, Heri Budi Wibowo<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>Fakultas Teknologi Pertahanan Universitas Pertahanan

<sup>2</sup>Fakultas Teknologi Pertahanan Universitas Pertahanan

<sup>3</sup>Pusat Teknologi Roket LAPAN

<sup>1</sup>e-mail: joneshutauruk5@gmail.com

Diterima : 5 Mei 2020; Direvisi : 5 Juni 2020; Ditetapkan : 29 Juni 2020 **ABSTRACT**

## **ABSTRACT**

The aim of this study is to obtain characteristics of ammonium perchlorate particle that is used in Rocket Technology Center (LAPAN). Characterization began from the determination of particle size distribution with Particle Size Analyzer. The SEM is used to obtain information about the morphology of AP, furthermore, the results were reprocessed using ImageJ software to analyze the shape of AP particle, and Surface area was obtained by using BET. Characteristic of AP such as particle size, shape and surface area are important parameters, because those are directly related to propellant combustion energy. Ammonium perchlorate was procured from China, South Korea and Indonesia with a particle size of 200 $\mu$ m. This study reveals the particle size of APC200, APH200 and API200 which are 265  $\mu$ m, 236  $\mu$ m, and 242  $\mu$ m, with the particle shape aggregate value of 0,68, 0,38 and 0,33, roundness of 0,57, 0,79, 0,63, and surface area of 1,104 m<sup>2</sup>/g, 5,561 m<sup>2</sup>/g, and 2,972 m<sup>2</sup>/g.

**Keywords:** *Characterization, ammonium perchlorate, propellant*

## ABSTRAK

Tujuan dari dilaksanakannya penelitian ini ialah untuk memperoleh karakteristik partikel amonium perklorat yang selama ini digunakan oleh PUSTEKROKET LAPAN. Karakterisasi dilakukan mulai dari penentuan distribusi ukuran partikel dengan Particle Size Analyzer. SEM digunakan untuk mendapatkan morfologi sampel dan selanjutnya hasil tersebut diolah kembali menggunakan perangkat lunak ImageJ untuk menganalisis bentuk partikel AP, dan BET digunakan untuk mendapatkan luas permukaan. Karakteristik amonium perklorat seperti ukuran partikel, bentuk, dan luas permukaan adalah parameter yang penting, karena berhubungan langsung terhadap energi pembakaran propelan. AP yang digunakan diperoleh dari China, Korea selatan, dan Indonesia dengan ukuran partikel 200 $\mu\text{m}$ . Dari hasil penelitian ini ukuran partikel APC200, APH200 dan API200 yaitu 265  $\mu\text{m}$ , 236  $\mu\text{m}$ , dan 242  $\mu\text{m}$ , dengan agregat nilai bentuk partikel ialah 0,68, 0,38 dan 0,33, roundness 0,57, 0,79 dan 0,63, dan luas permukaan 1,104 m<sup>2</sup>/g, 5,561 m<sup>2</sup>/g, dan 2,972 m<sup>2</sup>/g.

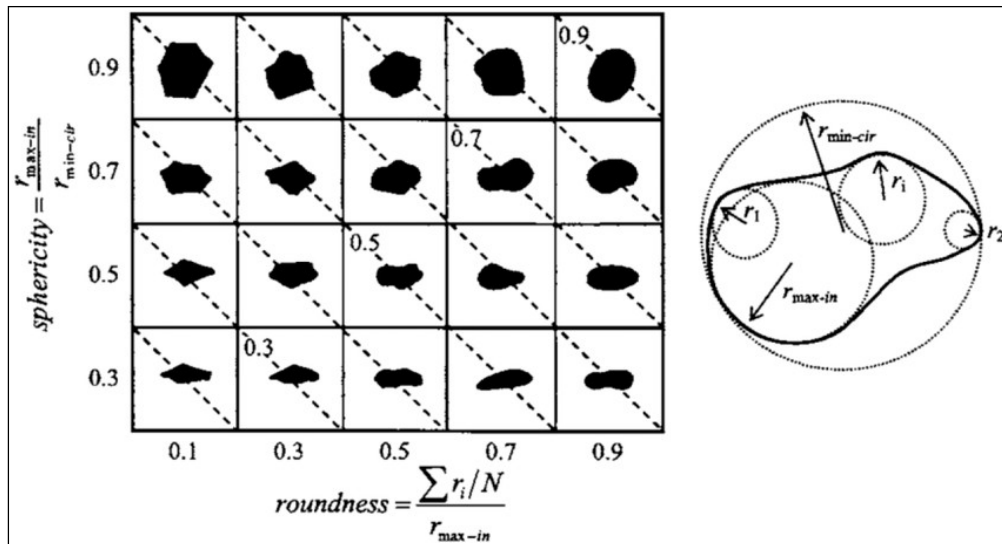
Kata kunci: Karakterisasi, Amonium Perlorat, Propelan

### 1 PENDAHULUAN

Propelan padat hingga saat ini masih dominan digunakan sebagai bahan bakar pada roket peluncur satelit, pendorong dan penopang motor dalam propulsi peralatan militer, dan lainnya. Perkembangan teknologi propelan secara signifikan terjadi selama perang dunia kedua hingga sampai saat ini (Wibowo, 2018). Kemajuan ini ditandai dengan penemuan bahan baku baru yang lebih energetik untuk meningkatkan kinerja propelan atau dikenal sebagai impuls spesifik (ISP).

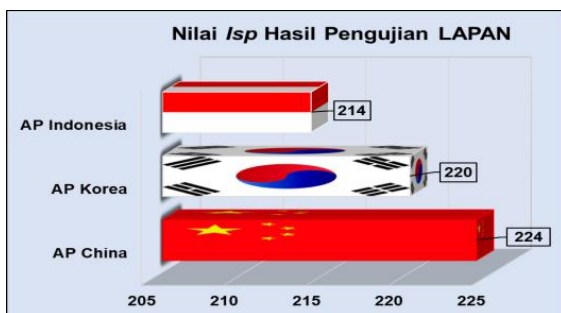
Amonium perklorat adalah yang sangat kuat dan memiliki kadar oksigen tinggi sehingga digunakan sebagai bahan baku utama pada formulasi propelan padat. Dengan begitu, sebagai komposisi utama yang menempati persentase berat dalam campuran propelan tentu memiliki pengaruh penting terhadap karakteristik propelan yang dihasilkan. Karakteristik propelan yang baik memiliki hubungan linier yang tetap antara komposisi dan nilai spesifik impuls (ISP) (Restasari, Budi, & Hartaya, 2017).

Karakteristik amonium perklorat pada penelitian ini meliputi ukuran partikel, bentuk partikel, dan luas permukaan partikel. Ukuran partikel merupakan penentu bagi sifat-sifat propelan, baik sifat fisika maupun kimia dari bahan amonium perklorat tersebut. Pengaruh ukuran partikel AP terlihat dari perubahan viskositas pada saat pembuatan (*mixing*) (Ashish, Swaroop, & Balasubramanian, 2019). Sejauh ini istilah dalam mendeskripsikan bentuk partikel AP menggunakan kata *sphericity* (bulat). Sementara itu, terdapat nilai agregat (0,1-0,9) untuk mendeskripsikan tingkat kebulatan suatu partikel. Misalnya, partikel AP yang lebih *rounded* atau *sphericity* mendekati nilai 1 menghasilkan campuran yang homogen dan porositas campuran rendah sehingga memberikan kecepatan pembakaran yang merata dibandingkan karakteristik partikel AP yang berbentuk segitiga (Pinalia, 2011). Krumbein dan Sloss (1963), menerbitkan grafik yang mudah untuk menentukan parameter *sphericity* dan *roundness* suatu batuan dengan perbandingan. Dapat dilihat pada Gambar 1-1.



Gambar 1-1: Grafik Sphericity dan Roundness

Dari gambar di atas oleh Krumbein dapat dilakukan dengan cara membandingkan kenampakan butiran dengan tabel visual sketsa atau tabel visual foto. Hasil penelitian selama ini dengan menggunakan bahan impor dan AP buatan LAPAN sendiri belum mampu mencapai ISP minimal 250. Menurut Wibowo (Wibowo, 2018), nilai ISP 250 detik merupakan standar ISP minimal roket-roket Eropa, baik roket sipil maupun militer. Pada Gambar 1-2 dapat dilihat bahwa nilai ISP yang diperoleh melalui uji lab statis di LAPAN masih belum seperti yang ditargetkan, sehingga perlu terus dilakukan langkah- langkah teknis dimulai dari pengumpulan data ilmiah hingga proses pembuatan kristal AP menjadi lebih baik.



Gambar1-2: Nilai ISP Hasil Pengujian LAPAN

AP memiliki pengaruh besar dalam ketidaktercapaiannya nilai ISP

tersebut, khususnya pada saat terjadinya reaksi pembakaran propelan. Reaksi pembakaran tentunya dipengaruhi oleh luas permukaan, di mana luas permukaan sendiri dipengaruhi kedua karakteristik yang telah disebutkan, ketika ukuran partikel rendah, maka luas permukaan area partikel tersebut tinggi, dan meningkatkan reaksi pembakaran propelan. Latar belakang tersebut menunjukkan pentingnya penelitian ini untuk dilakukan, dengan mengidentifikasi karakteristik partikel AP dari China, Korea Selatan dan Indonesia (dalam hal ini Pustekroket Lapan).

## 2 METODOLOGI

### 2.1 Lokasi dan Bahan

Lokasi penelitian dilaksanakan di Universitas Pertahanan dan Laboratorium Amonium Perklorat Pusat Teknologi Roket (Pustekroket) LAPAN, Rumpin, Bogor.

Penelitian ini hanya menggunakan 1 jenis bahan namun berasal dari 3 negara yang berbeda, yaitu dari China, Korea Selatan dan Indonesia, dalam hal ini Lapan. Ukuran partikel amonium perklorat yang digunakan ialah 200 µm. Sumber sampel yang akan dilakukan pengujian dengan tujuan mengidentifikasi karakteristik sampel

dari masing-masing negara tersebut seperti ukuran partikel, bentuk partikel, dan luas permukaan. Tiap sampel dari negara berbeda tersebut diberi kode untuk mencegah kekeliruan saat pengujian. Kode sampel tersebut dijabarkan pada Tabel 2-1 berikut

No	Kode Sampel	Negara
1	APC200	China
2	APK200	Korea Selatan
3	API200	Indonesia

## 2.2 Metode Penelitian

Penelitian kuantitatif yang akan dilakukan ialah penelitian kuantitatif variabel terukur langsung. Secara ilmiah, variabel terukur langsung adalah variabel yang datanya dapat diukur langsung dengan peralatan atau instrumentasi. Penelitian kuantitatif dilakukan dengan membandingkan dua kelompok/variabel sasaran penelitian dengan memberikan batasan-batasannya. Penelitian kuantitatif ini peneliti mulai dengan menjajaki permasalahan yang akan menjadi pusat perhatian peneliti dan kemudian peneliti mendefinisikan serta memformulasikan masalah penelitian tersebut dengan pihak LAPAN.

## 2.3 Karakterisasi Ukuran Partikel

Analisis ukuran partikel memberikan informasi tentang distribusi ukuran partikel. Ini dapat digunakan untuk menghitung sifat-sifat partikel yang berbeda dan bagaimana mereka berkontribusi dalam kondisi tertentu. Data ini menjadi penting dalam penelitian, dan industri-industri seperti

farmasi dan industri kimia untuk mencapai tujuan yang berbeda.

Lazimnya, ukuran partikel AP ditentukan dengan menggunakan analisis saringan. Meski demikian saat ini telah hadir

teknologi khusus yang mampu mengukur ukuran partikel terkecil sekalipun. Teknologi tersebut memanfaatkan difraksi laser (LD) dengan mengukur variasi sudut dalam intensitas cahaya yang tersebar ketika sinar laser melewati partikel yang tersebar. Namun, pada saat preparasi bahan, penting untuk melakukan penyaringan ukuran partikel bahan yang diharapkan, sehingga ukuran partikel yang tidak diinginkan dapat dihindari. Hal ini dapat menyukkseskan perhitungan rasio penggunaan ukuran partikel bimodal dan trimodal AP.

### 2.3.1 Karakterisasi Bentuk Partikel

Bentuk partikel adalah properti lain kristal atau butiran yang juga dapat memengaruhi sifat-sifat fisik produk hasil campuran seperti densitas, porositas, permeabilitas aliran, interaksi dengan cairan, dan lain-lain. Oleh karena itu, yang dibutuhkan saat ini tidak hanya untuk analisis ukuran partikel, tetapi juga pengukuran bentuk partikel. Bentuk partikel yang diharapkan ketika dicampur dengan fluida adalah bentuk partikel yang memiliki tingkat sphericity atau circularity dan roundness (kebulatan sudut). Proses pembentukan ini terjadi pada saat proses pembuatan AP dan proses kristalisasi amonium perklorat, sehingga penting menjaga proses pembentukan AP agar menghasilkan karakteristik partikel AP yang diharapkan. Ada beberapa parameter bentuk partikel yang telah dipelajari dan sering digunakan seperti roundness, chunkiness, irregularity, compactness, fractal dimensions, aspect ratio, sphericity, dan lain-lain. Umumnya, analisis bentuk partikel dilakukan menggunakan teknik pencitraan, di mana data yang dikumpulkan adalah proyeksi 2-dimensi dari profil partikel. Analisis bentuk partikel pada penelitian

dilakukan menggunakan hasil citra SEM, yang selanjutnya diproses lagi menggunakan perangkat lunak ImageJ. Tujuannya agar dapat memberikan deskripsi lengkap tentang dimensi partikel amonium perklorat. Dengan menggabungkan pengukuran ukuran partikel, seperti panjang dan lebar, dengan penilaian bentuk partikel, seperti circularity dan roundness, pencitraan morfologi sepenuhnya mencirikan partikel, baik berbentuk bola maupun tidak beraturan. circularity dapat diperoleh dengan menggunakan persamaan (2-1) berikut:

$$Circ = 4\pi x \frac{(Area)}{(Perimeter)^2} \quad (2-1)$$

Area adalah luas daerah pemilihan objek dengan satuan sesuai dengan pengaturan skala yang telah ditentukan. Perimeter ini merupakan panjang batas luar seleksi.

Nilai roundness juga dapat ditentukan dengan persamaan (2-2) berikut:

$$Roundness = 4x \frac{(Area)}{\pi(Major Axis)^2} \quad (2-2)$$

Major axis adalah nilai sumbu utama (garis terpanjang) sebuah objek partikel. Nilai area dan major axis diperoleh dari hasil pengukuran dengan perangkat lunak ImageJ (Ferreira & Rasband, 2012).

Diperlukan suatu perlakuan (treatment) dengan memanfaatkan beberapa fitur (tools) yang tersedia pada perangkat lunak ImageJ agar gambar yang dihasilkan lebih optimal. Tujuannya untuk memisahkan partikel atau objek yang bukan bagian dari sampel, membedakan antara bayangan hitam objek yang bersentuhan dengan latar belakang (background), serta mengeliminasi partikel yang

bersentuhan dengan batas gambar, karena partikel yang bersentuhan dengan batas gambar mengakibatkan bentuk partikel tidak sepenuhnya dapat diukur (Pons & Dodds, 2015).

### 2.3.2 Karakterisasi Luas Permukaan Partikel

Luas permukaan yang berhubungan langsung dengan ukuran partikel, memainkan peran utama dalam proses pembakaran propelan. Ketika ukuran partikel menurun, luas permukaan per satuan volume (atau massa) meningkat, dan sebaliknya. Luas permukaan menjadi penting dikarenakan luas permukaan sarana yang digunakan zat padat untuk berinteraksi dengan lingkungannya dan senyawa lain, baik itu gas, cairan atau benda padat lainnya.

Analisis luas permukaan partikel dilakukan dengan metode Brunauer-Emmett-Teller (BET) menggunakan alat Quanta Chrome SiQwin. Prinsip kerjanya yaitu dengan mekanisme adsorpsi dan desorpsi gas. Gas didistribusikan ke seluruh bagian permukaan sampel yang akan dikarakterisasi pada suhu konstan, lalu zat padat akan menyerap molekul-molekul gas tersebut hingga ruang kosong terisi oleh molekul gas. Alat ini akan mengukur jumlah gas yang dapat diserap oleh permukaan sampel pada tekanan dan suhu tertentu, sehingga luas permukaan sampel dapat dihitung.

## 3 HASIL DAN PEMBAHASAN

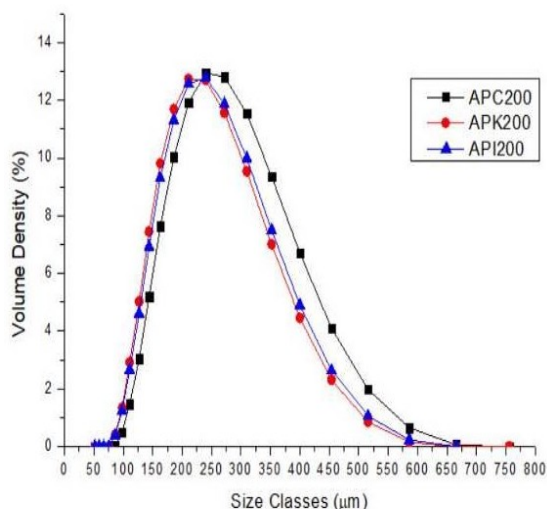
### 3.1 Hasil Analisis Distribusi Ukuran Partikel

Hasil yang diperoleh dari penganalisis ukuran partikel Mastersizer 3000-v3.63 Malvern menunjukkan bahwa distribusi ukuran partikel dari ketiga sumber sampel tidak sama. Tabel 3-1 berikut menunjukkan hasil pengujian distribusi ukuran partikel dari tiga sampel tersebut.

Tabel 3-1: Hasil Pengukuran Distribusi Ukuran Partikel APC200, PK200, dan PI200.

No	Sampel	Ukuran dominan pada DV50
1	APC200	265 $\mu\text{m}$
2	APK200	236 $\mu\text{m}$
3	API200	242 $\mu\text{m}$

Sampel dengan kode APC200 memiliki distribusi ukuran partikel paling besar pada Dv50 (ukuran maksimum sampel dalam persentase volume 50%) yaitu 265  $\mu\text{m}$ , DV50 pada sampel APK200 yaitu 236  $\mu\text{m}$ , dan DV50. Selanjutnya hasil dari tabel 3-1 diatas diinterpretasikan dalam bentuk Gambar 3-1 dibawah ini.



Gambar 3-1: Perbandingan Distribusi Ukuran Partikel APC200, APK200, dan API200

Pada Gambar 3-1 di atas menunjukkan grafik sampel dengan kode APC200 cenderung bergeser ke arah kanan (distribusi positif) yang artinya nilai mean lebih besar dari nilai modus.

Ukuran dan bentuk AP dapat memengaruhi sifat fisika suatu campuran, seperti pada nilai viskositas slurry propelan. Hasil analisis distribusi ukuran partikel pada penelitian ini, yang telah ditampilkan juga pada Gambar 3-1,

menunjukkan bahwa ukuran partikel yang semula digunakan dan diharapkan adalah 200  $\mu\text{m}$ , tapi ternyata partikel AP pada sampel memiliki ukuran bervariasi dalam volume (%) yang berbeda, bahkan didapati bahwa volume (%) untuk 200  $\mu\text{m}$  lebih sedikit, dan lebih dominan partikel dengan ukuran di atasnya (Tabel 3-1). Hasil penelitian yang dilakukan oleh (Suresh Babu, et al, 2017) memberikan hasil bahwa penggunaan trimodal (coarse, fine, ultrafine dengan rasio 67:24:9) amonium perklorat dapat menurunkan viskositas slurry. Dari hasil penelitian di LAPAN disebutkan bahwa penggunaan ukuran partikel AP bimodal hingga trimodal merupakan yang terbaik saat ini pada saat proses pembuatan propelan, lantaran saat pencampuran adonan seluruh bahan dapat bercampur dengan rata.

Maka menjadi hal penting dalam mempersiapkan bahan baku AP dengan ukuran yang seragam. Pemisahan ukuran partikel yang tidak seragam menjadi solusi untuk mendapatkan ukuran partikel yang seragam sehingga tidak menimbulkan perhitungan rasio yang salah pada saat persiapan bahan.

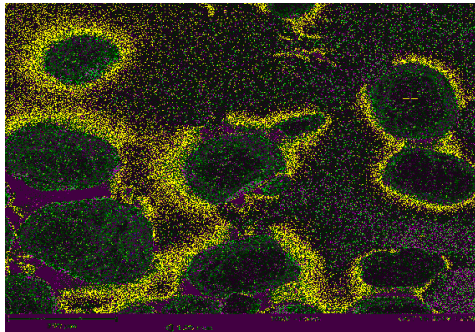
### 3.2 Hasil Analisis Bentuk Partikel

Hasil analisis bentuk partikel menggunakan hasil SEM yang selanjutnya diolah menggunakan perangkat lunak ImageJ dapat dilihat pada Tabel 3-2.

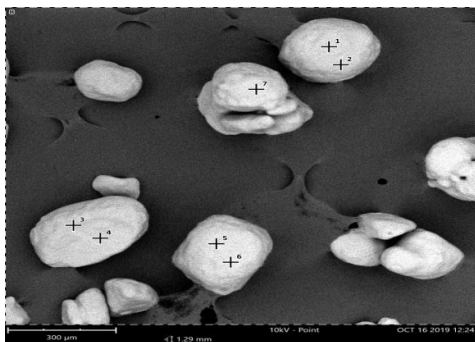
Dari hasil tersebut nilai tertinggi circularity, yaitu 0,68 ada pada sampel APC200. dari seluruh partikel yang terlihat dari gambar, partikel APC200 rata-rata memiliki kebulatan (circularity) yang dominan jika dibandingkan dengan partikel APK200 dan API200. Namun dilihat dari kebulatan sudut, roundness APK200 lebih tinggi dibandingkan sampel yang lain dengan agregat nilai 0,79. Sampel API200 memiliki nilai agregat yang sangat rendah dari yang



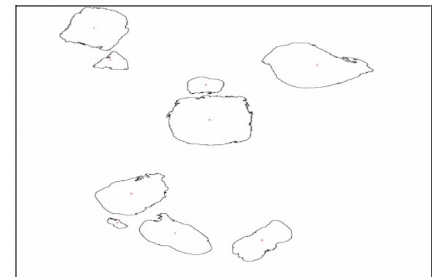
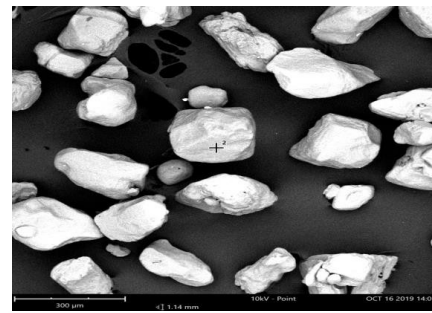
lain, dapat dilihat juga bentuk partikel dari hasil citra SEM menunjukkan bentuk partikel yang tidak seragam. Dalam proses pembuatan propelan, bentuk partikel AP berpotensi memengaruhi parameter pemrosesan dan hasil akhir propelan. Dari ke 3 sampel AP, maka sampel APC200 adalah yang mendekati dengan nilai 1 (sebagai bentuk partikel yang bulat).



(a)



(b)



(c)

Gambar 3-2 : Sampel Bentuk Partikel (a) APC200, (b) APK200, dan (c) API200 dengan ImageJ

Tabel 3-2: Hasil Perhitungan Agregat Bentuk Partikel

No	Sampel	Hasil Perhitungan	
		Circularity	Roundness
1	APC200	0,68	0,67
2	APK200	0,38	0,79
3	API200	0,33	0,53

### 3.3 Luas Permukaan Partikel

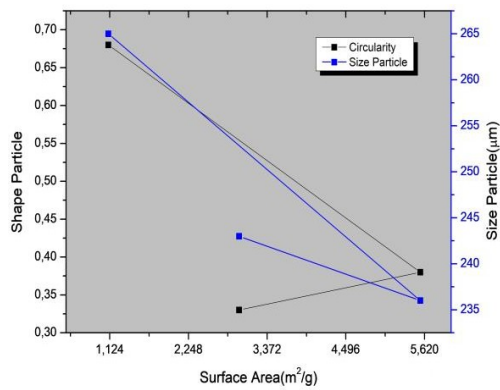
Luas permukaan yang paling besar berada pada kode sampel APK200 (Gambar 3-3), dan yang yang paling rendah berada pada sampel APC200.

Tabel 3-3: Luas Permukaan Partikel.

No	Kode Sampel	Luas Permukaan (m <sup>2</sup> /g)
1	APC200	1,104
2	APK200	5,561
3	API200	2,972

Korelasi antara ukuran, bentuk, dan luas permukaan partikel dapat ditampilkan pada Gambar 3-3 di bawah ini.





Gambar 3-3: Korelasi Ukuran, Bentuk dan Luas Permukaan Partikel

Luas permukaan berbanding lurus dengan ukuran partikel. Semakin besar ukuran suatu partikel, maka nilai kebulatan (sphericity) partikel semakin tinggi atau mendekati 1. Sebaliknya, makin kecil luas permukaan, makin rendah laju pembakaran propelan (burn rate). Luas permukaan penting pada saat terjadinya reaksi kimia atau reaksi pembakaran.

#### 4 KESIMPULAN

Analisis karakteristik AP yaitu ukuran partikel selama ini telah banyak dilakukan penelitiannya dengan berbagai teknik analisis. Salah satu yang menjadi penting pada saat preparasi bahan yaitu menentukan rasio dan menghitung ukuran partikel AP. Penentuan rasio AP berdasarkan pada penggunaan bimodal hingga trimodal, sehingga penting untuk mempersiapkan AP dengan ukuran masing-masing partikel yang tepat.

Hasil temuan dari penelitian ini ialah, variasi ukuran partikel berbeda pada sampel AP 200 µm dari China, Korea Selatan dan Indonesia (LAPAN). Dalam sampel AP 200 µm tersebut terdapat ukuran AP yang bervariasi dengan jumlah yang berbeda pula. Variasi ukuran partikel tersebut berpotensi mempengaruhi penentuan rasio AP saat preparasi bahan. Rasio yang salah akan memberikan hasil yang

tidak diinginkan pada saat pengadukan hingga pengujian propelan. Untuk itu, pada saat preparasi bahan AP penting untuk dilakukan penyaringan sehingga mendapatkan dominan ukuran partikel AP yang diperlukan dalam sampel.

Selain ukuran partikel yang menjadi perhatian utama, para peneliti menyadari bahwa banyak dari sifat fisik propelan tidak hanya ditentukan dari ukuran partikel AP sebagai bahan baku utama, tetapi juga pada bentuk partikel AP itu sendiri. Selama ini penentuan deskripsi bentuk AP hanya dilakukan melalui visual ataupun melalui SEM, dan belum dimilikinya standar agregat (nilai) yang menandakan tingkat ke bulatan (sphericity atau circularity) partikel atau kristal tersebut. Dengan demikian, keawatiran yang dapat terjadi yaitu kesalahan penentuan rasio AP saat penggunaan bimodal atau trimodal AP.

Teknik pemrosesan menggunakan perangkat lunak ImageJ ini dapat menjadi solusi mudah dalam penentuan agregat atau nilai bentuk partikel.

#### UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Roket, LAPAN, Bapak Drs. Sutrisno, M. Si atas izin yang diberikan, dan Prof. Heri Budi Wibowo atas bimbingannya dan dukungannya, serta seluruh staf Laboratorium Amonium Perchlorat atas bantuannya, serta tidak lupa juga kepada Tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara.

#### DAFTAR RUJUKAN

Ashish, J., Swaroop, G., & Balasubramanian, K. (2019). Effect of Ammonium Perchlorate Particle Size on Flow, Ballistic, and Mechanical Properties of Composite Propellant. In *Nanomaterials in*

- Rocket Propulsion Systems (pp. 299–362).  
<https://doi.org/10.1016/B978-0-12-813908-0.00008-3>
- Ferreira, T., & Rasband, W. (2012). ImageJ User Guide. In Image J user Guide.<https://doi.org/10.1038/nmeth.2019>
- Hutauruk, J. (2020). Analisis Karakteristik Material Padat (Ammonium Perchlorate) Propelan Komposit Terhadap Kinerja Propelan Lembaga Penerbangan Dan Antariksa Nasional (Lapan) Dalam Rangka Penguasaan Teknologi Propelan. Tesis Sekolah Pascasarjana Universitas Pertahanan Indonesia. Bogor. 117 hlm.
- Pons, M. N., & Dodds, J. (2015). Particle Shape Characterization by Image Analysis. In Progress in Filtration and Separation.  
<https://doi.org/10.1016/B978-0-12-384746-1.00015-X>
- Restasari, A., Budi, R. S., & Hartaya, K. (2017). Pengaruh Komposisi Ap Terhadap Prosesibilitas Slurry Propelan Dengan Kandungan Aluminium Tinggi (Effects of Ammonium Perchlorate Composition on High Content Aluminium Propellant Slurry). *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 15(2), 105.  
<https://doi.org/10.30536/j.jtd.2017.v0.a2509>
- Suresh Babu, K. V., Kanaka Raju, P., Thomas, C. R., Syed Hamed, A., & Ninan, K. N. (2017). Studies on composite solid propellant with trimodal ammonium perchlorate containing an ultrafine fraction. *Defence Technology*, 13(4), 239–245.  
<https://doi.org/10.1016/j.dt.2017.06.001>
- Wibowo, H. B. (2018). Current solid propellant research and development in Indonesia and its future direction. *Journal of Physics: Conference Series*, 1130(1).  
<https://doi.org/10.1088/1742-6596/1130/1/012027>



# **ROLL AMPLIFICATION OF SOLID ROCKET MOTOR IN LAPAN SOUNDING ROCKET (AMPLIFIKASI PUTAR GULING MOTOR ROKET PADAT DI ROKET SONDA LAPAN)**

**O. Sudiana<sup>1</sup>, P. Teofilatto<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Rocket Technology Center, LAPAN

<sup>2</sup>School of Aerospace Engineering, Sapienza University of Rome

<sup>1</sup>e-mail: sudiana.oka@gmail.com

Diterima : 6 Juni 2020; Direvisi : 16 Juni 2020; Disetujui : 20 Juli 2020

## **ABSTRAK**

Roket sonda telah digunakan untuk penelitian ilmiah, dan di implementasikan dalam meteorologi dan studi atmosfer lapisan atas sejak akhir 1950-an. Roket sonda membawa muatan sub-orbital yang mengikuti lintasan terbang parabola dari peluncuran hingga pendaratan. Mendukung peta jalan pengembangan roket Peluncur Satelit, LAPAN telah meluncurkan Program roket sonda. Amplifikasi putar guling dari hasil produksi kecepatan putar yang tidak terduga terdeteksi selama dorongan dari roket sonda, meskipun sirip roket sayap dalam konfigurasi salib. Salah satu fenomena ini dapat dipengaruhi oleh aliran gas pada ruang pembakaran selama waktu pembakaran. Ide dasar dari penelitian ini adalah untuk memodelkan amplifikasi putar guling sebagai efek gerakan berputar-putar dari bagian gas buang yang berpartisipasi dalam dinamika rotasi dari roket dibandingkan dengan mengalir keluar langsung dari ruang bakar. Data penerbangan tersedia diperoleh dari hasil tes terbang terakhir tersaji. Data tersebut menunjukkan adanya amplifikasi putar guling yang signifikan ketika motor roket padat digunakan selama waktu pembakaran. Hasil pemodelan memiliki pendekatan yang baik bahwa Kehadiran bagian gas buang mempengaruhi amplifikasi putar guling yang tidak terduga.

Kata kunci: *Roket sonda, motor roket padat, amplifikasi putar guling*

## **ABSTRACT**

Sounding rockets have been used for scientific research and implemented in meteorological and upper atmosphere studies since the late 1950s. Sounding rockets are sub-orbital carriers that follow a parabolic trajectory from launch to landing. Supporting the roadmap of Satellite Launch Vehicle development, LAPAN had launched The Sounding Rocket Program. A roll amplification of the unpredicted roll rate production was detected during the boost of the sounding rocket, despite the tail wings in cruciform configuration. One of this phenomenon can be influenced by the flow field of the combustion chamber during the boosting time. The basic idea of this research is to model the roll amplification effect as a swirling motion of exhaust gas portion that participate to the rotation dynamics of the rocket rather than immediately flow to the combustion chamber. Available flight data where is obtained from the last flight test presented. It showed the presence of a significant roll amplification when solid rocket motor is used during the burning time. The result has a good agreement that the presence of the exhaust gas portion influences the unpredicted roll amplification.

Keywords: *Sounding rocket, solid rocket motor, roll amplification.*

## NOMENCLATURES

$\rho_G$	Exhaust gas density
$\rho_p$	Propellant density
$\rho_{case}$	Solid Rocket Motor case density
$L_p$	Propellant length
$\Lambda$	Propellant-exhaust gas density ratio
$\omega_0$	Initial angular velocity
$\omega$	Angular velocity at time $t$
$\varepsilon$	Propellant participatory
$r$	Radius of propellant at time $t$
$r_0$	Inner radius of propellant
$r_{ext}$	Outer radius of propellant
$r_f$	Radius of case
$\Delta r$	Thickness of case
$I_0$	Moment of inertia of initial propellant
$I_{case}$	Moment of inertia of case
$I_p$	Moment of inertia of propellant at time $t$
$I_G$	Moment of inertia of exhaust gas at time $t$

## 1 INTRODUCTION

(Heru, 2013) wrote that based on the Decree of the Head of the National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN) Number: 2 of 2011 concerning the organization and work procedures within the National Institute of Aeronautics and Space. The Deputy of Aeronautics and Space Technology responsible for carrying out the formulation and implementation of policies in the field of aerospace technology. The National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN) priority programs as presented by the chairman of LAPAN are development of Satellite Launch Vehicle (SLV) and rocket propellant raw material. These priority

programs are under the rocket technology center.

According to (Hardhienata, 2008), Fabrication and ground test of SLV will be planned in the near future, and hopefully it will launch at orbital flight phase. Failure in recent flight test allegedly was caused by lack of design, quality of fabrication, and the use of ballistic rocket type to launch.

Along with the development process of the sounding rocket program, some failures occurred in both static test and flight tests. In addition, the claims for highly flight distances and apogee are too early and have not been proven by comparing the results of calculations with actual flight tests.

The attitude and dynamics determination of the sounding rocket along flight trajectory has not been revealed before. Although it has passive stability when it flies, it is difficult to know the dynamics of sounding rocket behavior either in the ideal flight or in the anomalies (failures) flight trajectory.

However, a successful launch was verified on the flight test in December 2017. The sensitive amplification of the unpredicted roll rate production was detected during the boost of the sounding rocket.

This amplification also had been observed by (Stella, 2012). He wrote that during the launch of Mu-V, a Japan solid-propellant rocket system, roll torque was observed in all launches. The strength of the torque is typically very large immediately soon after the launch. Since many modern launchers, such as VEGA and ARES, European Launch Vehicle, are designed with solid rocket motor at first stage.

(Stella, 2012) also described that the phenomenon of roll amplification cannot be ignored since it repeats in the flight test. Moreover, the problem of the roll torque production cannot be neglected

because many modern launchers are designed with a solid rocket motor as their first stage. The presence of roll amplification is usually stronger during the initial phase of flight.

## 2 ROLL AMPLIFICATION MECHANISM

(Waesche, & Summerfield, 1965) did the research in the solid combustion chamber. They found that the major unsolved problems in the field of solid propellant rockets is the phenomenon of combustion instability. This instability phenomenon can be found in encountered source of the self-amplification of a disturbance, the dynamic coupling of the oscillatory pressure field, and the combustion zone near the surface.

The result in Figure 2-1 has been done by (Di Mascio, et.al. 2014) showed

the X-vorticity field in four different transversal planes (YZ) along the SRM axis, together with the relevant streamlines in the YZ planes. The presence of two counter-rotating shear layer structures aligned with the SRM axis that are responsible for the fluctuations of the flow field.

(Flandro, 1964) report that mentioned by (Stella, 2012) showed star-shaped cavities are capable of producing several levels of the roll amplification, depending upon the number of star-points. About concerning roll amplification generation, (Stella, 2012) took historical data reported from (Knauber, 1996) where star grain or finned type grain motors are the best candidates to produce the significant roll amplification.

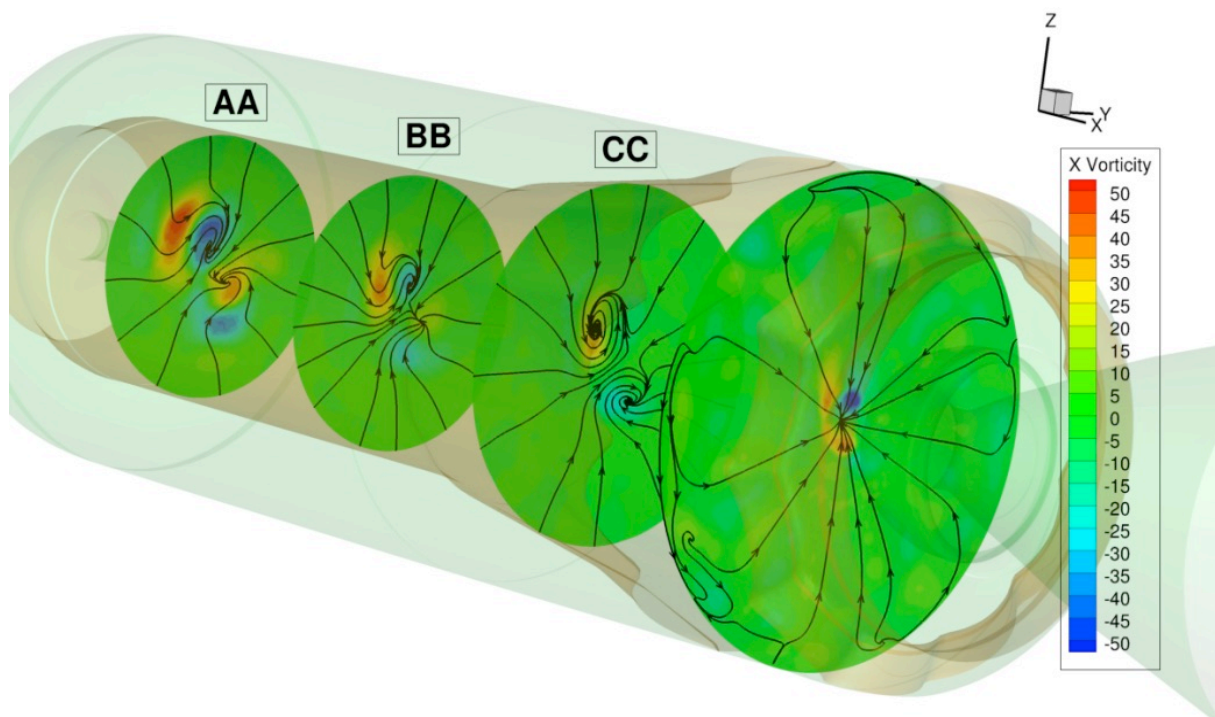


Figure 2-1: Vorticity of combustion and exhaust gas YZ Streamlines flow patterns (Di Mascio, A., et.al. 2014)

### 3 THE COMPUTATIONS OF PREDICT ROLL AMPLIFICATION

The basic idea is to model the roll amplification effect as a swirling motion of gas portion that participate to the rotation dynamics of the rocket (Figure 3-1.b) rather than the gas was immediately exit the combustion chamber (Figure 3-1.a and Figure 3-1.c)

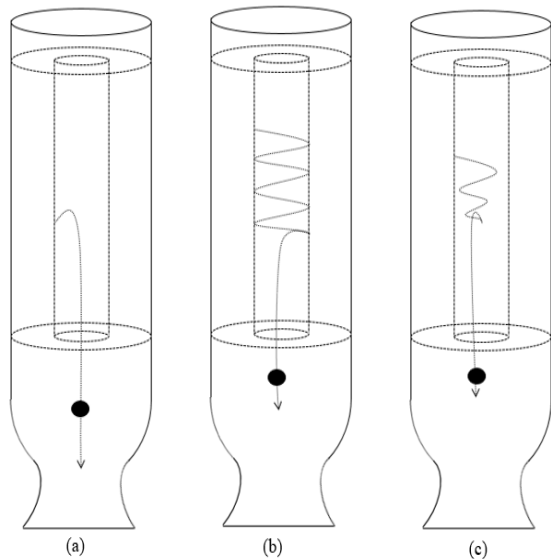


Figure 3-1: Gas portion flows the combustion chamber

If the external forces are zero, so that:

$$\frac{d}{dt}(I\omega) = 0 \tag{3-1}$$

The Eq. (3-1) above can be written as:

$$d(I\omega) = dI \cdot \omega + I \cdot d\omega \tag{3-2}$$

Then, it has to evaluate:

$$dI = I(t + dt) - I(t) \tag{3-3}$$

At time  $t = 0$ , is before propulsion burning  $r(0) = r_0$ . And then at time  $t$ , the radius of the cylinder of the propellant grain is  $r(t) = r$ . The moment of inertia of the engine (case+grain) is the one of a hollow cylinder of radii  $r_f + \Delta r$  and  $r_0$ , where  $\Delta r$  is the thickness of the case.

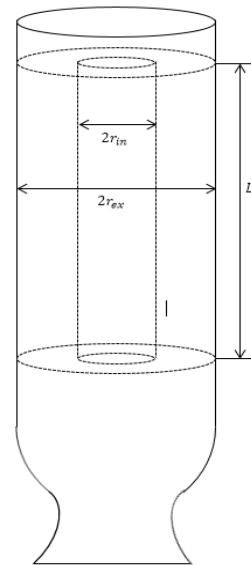


Figure 3-2: Propellant grain dimension

$I_0$  is the moment of inertia. While burning, the moment of inertia  $I_0$  looses. The hollow cylinder of propellant has internal radius  $r_{in}$  and external radius  $r_{ex}$ .

The moment of inertia of propellant equation can be obtain as:

$$I_p = \frac{1}{2} m_p (r_{ex}^2 + r_{in}^2) \tag{3-4}$$

Since the propellant mass is consist of component mass density  $\rho$  and volume  $V$ , it can be obtain as:

$$I_p = \frac{1}{2} \pi \rho_p L_p (r_{ex}^4 - r_{in}^4) \tag{3-5}$$

when  $\rho_p$  is the propellant density and  $L_p$  is the length of cylinder.

This portion of propellant becomes gas leaving the combustion chamber through the nozzle. Suppose that a portion of such gas does not leave the grain surface immediately, but participate to the rotation of the rocket as if it is an added "rigid body" attached to the unburned grain. it must add the moment of this portion of gas to the rocket moment of motion.

The hypothesis is that the gas portion of the propellant participates to the rotational motion is equal to  $\varepsilon$ . Parameter  $\varepsilon$  can be calculated from the case boundary as the following figure:

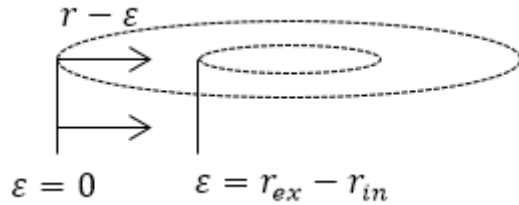


Figure 3-3: Propellant participatory

Then, if  $r > \varepsilon$ . It must have to add the hollow cylinder of gas:

$$I_G = \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p (r^4 - (r - \varepsilon)^4) \quad (3-6)$$

where,  $\rho_G$  is the density of exhaust gas.

Summing up all moment of inertia in rocket motor:

$$I(t) = I_0 - I_p + I_G \quad (3-7)$$

$$I(t) = I_0 - \frac{1}{2} \pi \rho_p L_p (r^4 - r_{in}^4) + \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p (r^4 - (r - \varepsilon)^4) \quad (3-8)$$

$$I(t) = I_0 - \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p \left[ \frac{\rho_p}{\rho_G} r^4 - r^4 + \frac{\rho_p}{\rho_G} r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4 \right] \quad (3-9)$$

Introducing:

$$\Lambda = \frac{\rho_p}{\rho_G} \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right] \quad (3-10)$$

Substitute the Eq. (3-10) into Eq. (3-9), can be written as:

$$I(t) = I_0 - \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p [r^4 (\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 - (r - \varepsilon)^4] \quad (3-11)$$

Now:

$$dI = I(t + dt) - I(t) \quad (3-12)$$

$$dI = \frac{\partial I}{\partial r} dr \quad (3-13)$$

$$dI = -\frac{1}{2} \pi \rho_G L_p [4r^3 (\Lambda - 1) + 4(r - \varepsilon)^3] dr \quad (3-14)$$

$$dI = -2\pi \rho_G L_p [r^3 (\Lambda - 1) + (r - \varepsilon)^3] dr \quad (3-15)$$

Then substitute the Eq. (3-11) and (3-15) into Eq. (3-2), it can be obtained as:

$$d(I\omega) = -2\pi \rho_G L_p [r^3 (\Lambda - 1) + (r - \varepsilon)^3] \omega dr + \left[ I_0 - \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p [r^4 (\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4] \right] d\omega \quad (3-16)$$

To take into account that the gas participating to the rocket rotation after a while leaves the combustion chamber, the first term:

$$2\pi \rho_G L_p (\Lambda r - \varepsilon) (r + dr - \varepsilon)^2 \omega dr$$

Must be included in the balance up to  $dr^2$ , this term is equal to:

$$2\pi \rho_G L_p (\Lambda r - \varepsilon) (r - \varepsilon)^2 \omega dr$$

Adding all the term, it becomes as:

$$2\pi \rho_G L_p \{ [(\Lambda r - \varepsilon) (r - \varepsilon)^2 - [r^3 (\Lambda - 1) + (r - \varepsilon)^3]] \omega dr + \left[ I_0 - \frac{1}{2} \pi \rho_G L_p [r^4 (\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4] \right] d\omega = 0 \quad (3-17)$$

Considering the  $\{*\}$  term in  $\omega dr$ :

$$[(\Lambda r - \varepsilon) (r - \varepsilon)^2 - [r^3 (\Lambda - 1) + (r - \varepsilon)^3]] \omega dr = (\Lambda - 1) [\varepsilon^2 r - 2\varepsilon r^2] \quad (3-18)$$



Then, substitute the  $\{*\}$  term in  $\omega dr$  which is described above to the Eq. (3-17), can be written as:

$$2\pi\rho_G L_p [(\Lambda - 1)[\varepsilon^2 r - 2\varepsilon r^2]]\omega dr + \left[ I_0 - \frac{1}{2}\pi\rho_G L_p [r^4(\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4] \right] d\omega = 0 \tag{3-19}$$

Then the Eq. (3-19) can be written as:

$$2\pi\rho_G L_p [(\Lambda - 1)[2\varepsilon r^2 - \varepsilon^2 r]]\omega dr = \left[ I_0 - \frac{1}{2}\pi\rho_G L_p [r^4(\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4] \right] d\omega$$

$$\frac{d\omega}{\omega} = 2\pi\rho_G L_p (\Lambda - 1) \frac{2\varepsilon r^2 - \varepsilon^2 r}{I_0 - \frac{1}{2}\pi\rho_G L_p [r^4(\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4]} dr \tag{3-20}$$

Integrating the Eq. (3-20), will be obtained as:

$$\frac{\ln \omega}{\omega_0} = 2\pi\rho_G L_p (\Lambda - 1) \int_{r_0}^r \frac{2\varepsilon r^2 - \varepsilon^2 r}{I_0 - \frac{1}{2}\pi\rho_G L_p [r^4(\Lambda - 1) + \Lambda r_{in}^4 + (r - \varepsilon)^4]} dr \tag{3-21}$$

#### 4 RESULT AND ANALYSIS

The results from the data recording on the sounding rocket flight test, in spite of flying without any problems, an anomaly occurred on the gyroscope readings can be seen in Figure 4-1

It appears in Figure 4-1 that roll rate increases significantly in negative value until the peak when burning end and then headed to equilibrium even though it still rolling occurs during the flight.

A temporary hypothesis of an amplitude waves occur in the combustion chamber during propellant combustion. The gas portion around the combustion chamber may affect to the rotational motion of the rocket.

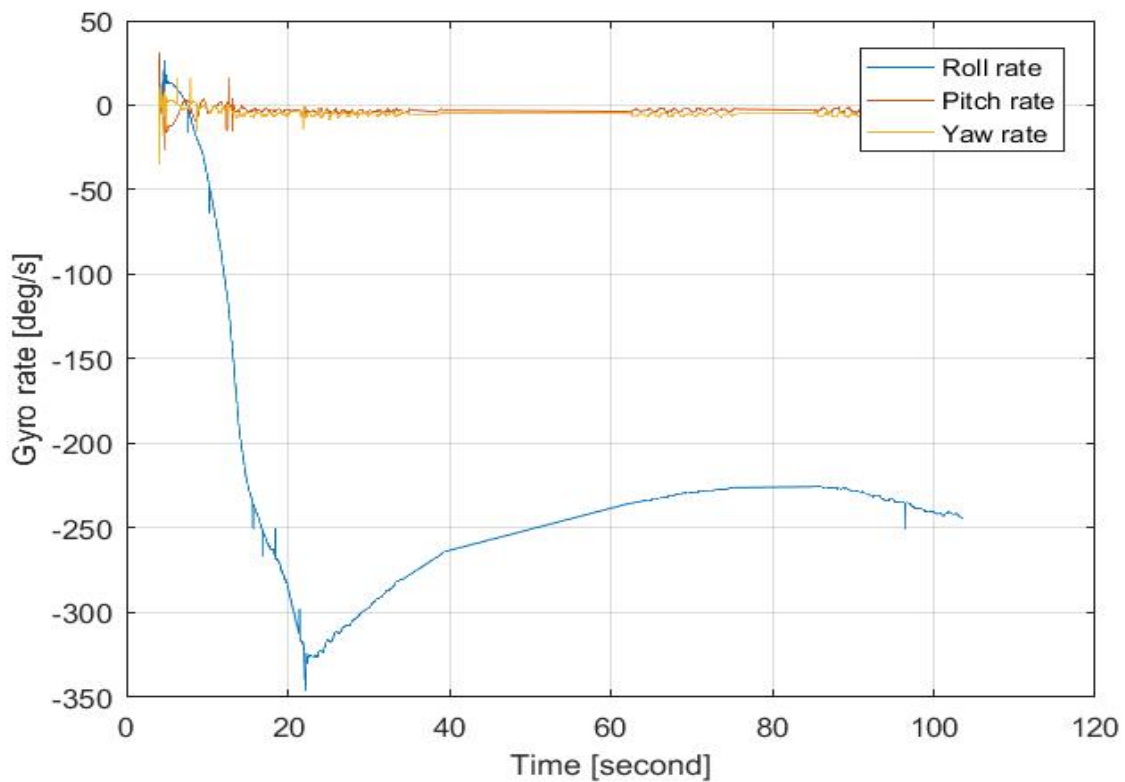


Figure 4-1: Gyroscope readings in flight test (Salman, 2017)

The geometrical dimensions and properties of the solid rocket motor are taken in this roll amplification calculation, as follows:

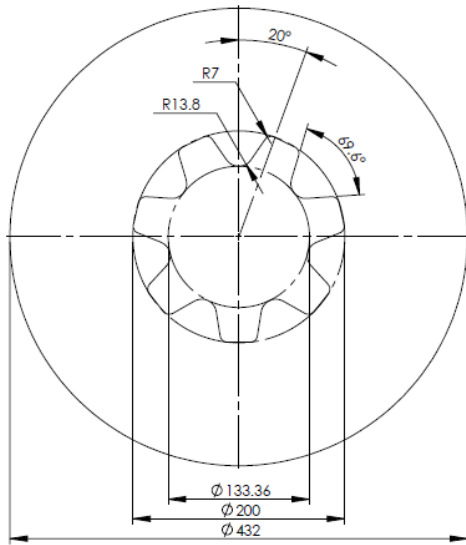


Figure 4-2: Propellant grain dimension (Badi and M.H. Aulia, 2015)

Table 4-1: PROPELLANT GEOMETRY AND PROPERTIES (Badi and Aulia, 2015; Wibowo, 2018)

Propellant length	$L_p = 3.7 \text{ m}$
Propellant external radius	$r_{ex} = 0.216 \text{ m}$
Propellant av. Internal radius	$r_{in} = 0.083 \text{ m}$
Propellant grain density	$\rho_p = 1635 \text{ kg/m}^3$

The result of Solid Rocket Motor combustion in the combustion chamber produces the exhaust gas with the following contents:

Table 4-2: EXHAUST GAS PROPERTIES (Cai, Thakre, & Yang, 2008)

Gas properties	Mol/100g
$CO_2$ (CarbonDioxide)	0.83
$CO$ (CarbonMonoxide)	0.88
$H_2O$ (water)	0.37
$HCl$ (HydrogenChloride)	0.58
$H_2$ (Hydrogen)	1.17
$N_2$ (Nitrogen)	0.29
$Al_2O_3$ (AluminiumOxide)	0.35

At Combustion Pressure = 7MPa;  
Combustion Temperature = 3533 K

From Figure 4-1, it shows that the rocket has a prefix roll on 45 degrees which triggers amplification. The rocket is rolling until it reaches a roll rate peak of 330 deg/sec, more than 7 times from the initial roll. Afterwards, the rocket is experiencing a slowdown until it reaches equilibrium with an average roll rate on 240 deg/sec.

According to the model in numerical simulation, we get a factor slightly to 7 times of initial roll rate. In fact, the experience in previous flight test reveals the factor was closely to 7.5 times.

The model considers a cylindrical slot in the grain geometry to simplify the numerical simulation, instead of star-shaped slot geometry which was used on the actual rocket shown in Figure 4-2.

However, according to numerical test that had been done by (Stella, 2012), the geometry of the grain is rather important. For instance, the different geometry of the grain in Stella has produced very different result. Figure 4-4 and Figure 4-5 depict the result that the higher ratio of the propellant slot the higher roll torque.

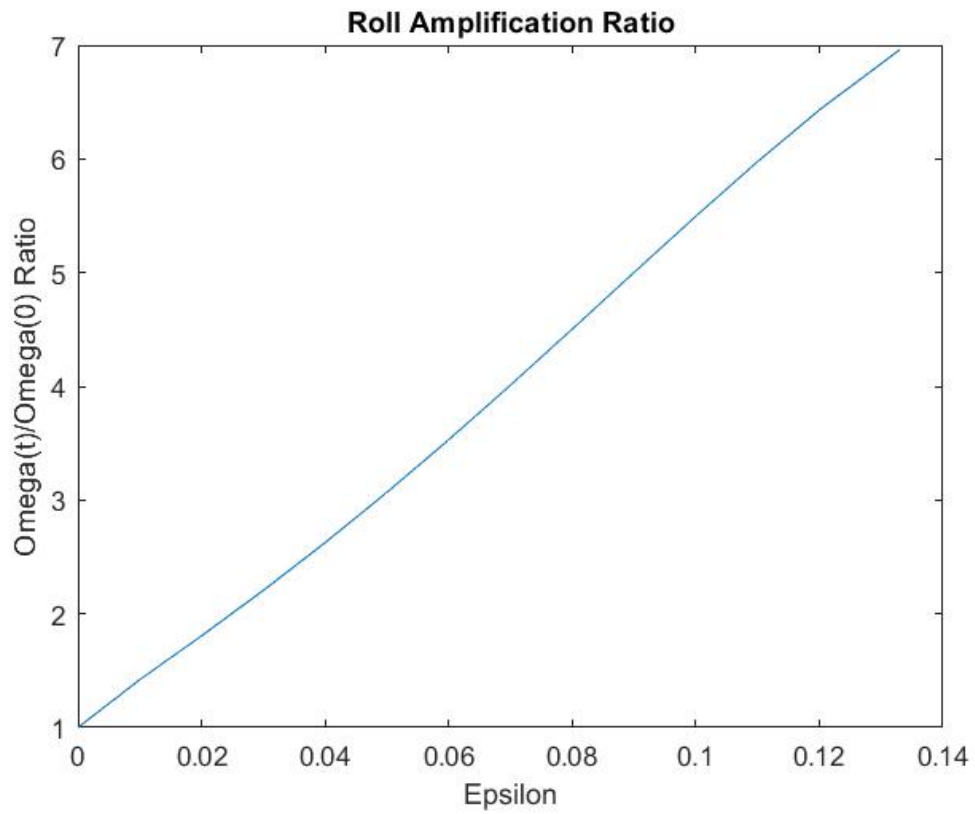


Figure 4-3: Roll amplification rasio

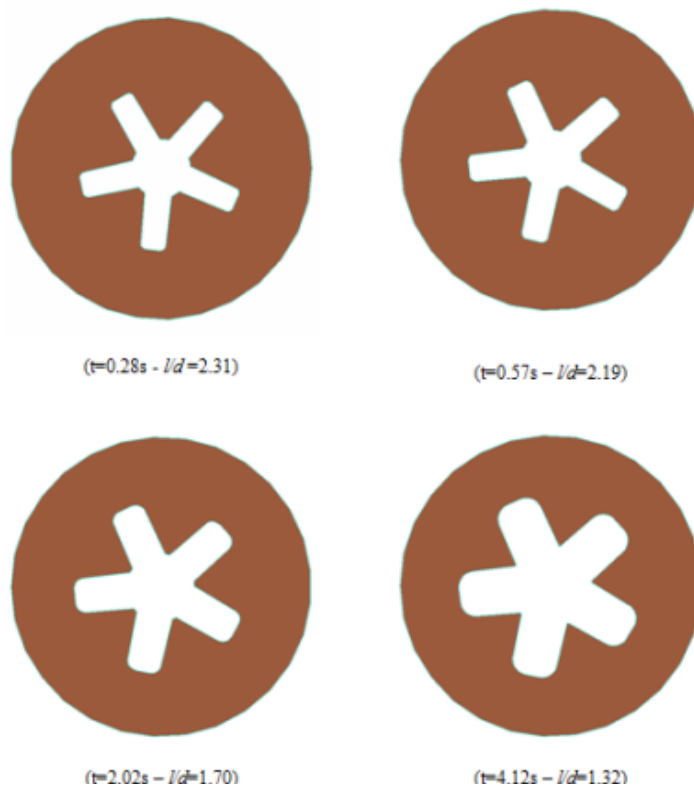


Figure 4-4: Ratio of propellant slot (Stella, 2012)

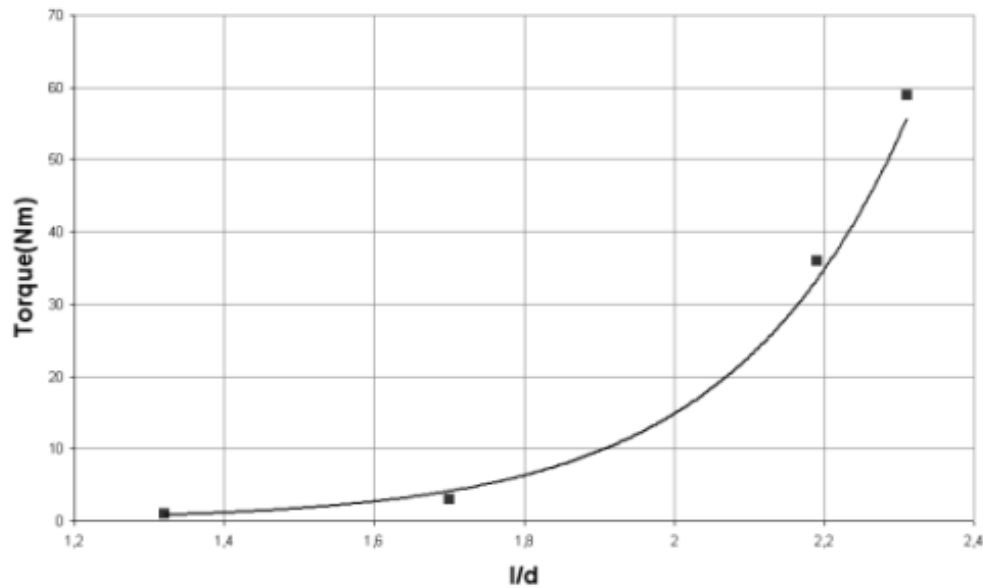


Figure 4-5: Roll torque as a function of slot aspect ratio (Stella, 2012)

Summarizing, numerical simulation models and experimental tests can improve the understanding of the roll anomaly and suggest solutions in next future.

## 5 CONCLUSIONS

The computation and analysis results of roll amplification outline are able to describe the events in the rocket motor combustion chamber during the flight test.

Star-shaped cavities are capable of producing several levels of roll amplification, depending upon the number of star-points. The model considers cylindrical slot in the grain geometry to simplify the numerical simulation, instead of star-shaped slot geometry. However, the geometry of the grain is rather important. The different geometry of the grain produces very different result. Higher ratio of propellant slot increased the roll torque higher.

The numerical simulation result is closely enough to represent roll

amplification on the experiment flight test and may predict the roll amplification since the production of sounding rocket may use similar treatment.

The analysis result can help in designing of future solid rockets and advanced control systems to overcome these problems. Numerical models and experimental tests can improve the understanding of the roll anomaly and suggest solutions in next future.

## ACKNOWLEDGEMENTS

Foremost, I would like to express my sincere gratitude to Prof. Paolo Teofilatto and co-supervisor Stefano Carletta, PhD cand. for the continuous support of my research, for their patience, motivation, enthusiasm, and immense knowledge. Their guidance helped me in all the time of research and academic. Special thanks addressed to Kemenristekdikti through RisetPRO program for financial support in doing this research. Also thanks to Rocket Technology Center, LAPAN Indonesia which has provided supporting

data for my research, which is very useful for completing the research.

#### CONTRIBUTORSHIP STATEMENTS

O. Sudiana is the main contributor and do the numerical simulation analysis in this research, while P. Teofilatto contributes to a mission analysis.

#### REFERENCES

- Badi and M.H. Aulia. (2015). *RBX450-UT Dimension*. Technical Report. LAPAN files.
- Cai, W., Thakre, P., & Yang, V. (2008). *A model of AP/HTPB composite propellant combustion in rocket-motor environments*. *Combustion Science and Technology*, 180(12), 2143-2169.
- Di Mascio, A., et.al. (2014). *Numerical Simulation of 3D Unsteady Flowfield in Aft-Finocyl Solid Rocket Motor*. In *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (p. 4015).
- Engineering ToolBox, (2003). *Gases - Densities*. available at: [https://www.engineeringtoolbox.com/gas-density-d\\_158.html](https://www.engineeringtoolbox.com/gas-density-d_158.html) [Accessed September 15, 2019].
- Ferretti, V., et. al. (2010,). *Numerical simulations of acoustic resonance of Solid Rocket Motor*. In *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (p. 6996).
- G. A. Flandro (1964). *Roll Torque and Normal Force Generation in Acoustically Unstable Rocket Motors*. AIAA Journal, 2.
- Hardhienata, S. (2008). *The Program of Development of Aerospace Technology in Indonesia*. SIPTEKGAN XII-2008 pp 731-738. ISBN: 978-979-1458-19-1.
- Heru. (2013). *Strategic Plan of the Deputy of Aeronautics and Space Technology 2010-2014*. LAPAN files.
- R. N. Knauber (1996). *Roll Torque Produced by Fixed-Nozzle Solid Rocket Motors*. *J. Spacecraft and Rockets*, 33 (6).
- Salman. (2017). *RX450 Flight Test*. Technical Report. Rocket Technology Center, LAPAN.
- Stella, F. (2012). *Roll torque prediction in SRM: practical applications*. 63<sup>rd</sup> International Astronautical Congress.
- Waesche, R. H., & Summerfield, M. (1965). *Solid Propellant Combustion Instability: Oscillatory Burning of Solid Rocket Propellants* (No. AMS-751). PRINCETON UNIV NJ DEPT OF AEROSPACE AND MECHANICAL SCIENCES.
- Wibowo, Heri Budi. (2018). *Current solid propellant research and development in Indonesia and its future direction*. *Journal of Physics: Conference Series*. 1130. 012027. 10.1088/17426596/1130/1/012027.

# **INCREASING DIGITAL DATA SENT WITH PULSE CODE MODULATION METHOD (PENINGKATAN PENGIRIMAN DATA DIGITAL DENGAN METODE PULSE CODE MODULATION)**

**Effendi Dodi Arisandi**

**Rocket Technology Center**

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

**Diterima : 5 Juni 2020; Direvisi : 5 Juni 2020; Disetujui : 26 Juni 2020**

## **ABSTRACT**

The telemetry data of the sounding rocket when flying in the space is very important to know. This data will be used for next mission or evaluation the last rocket flight. Commonly the data of the sensor in the sounding rocket are accelerometer, gyroscope, magnetometer, GPS. The rocket is required to transmit maximum data to the ground control system when it flies. The problem is when the baud rate is low, there is not much data can be transmitted. Another problem is when using serial bit standard communication such as the baud rate 115200 bps means that the maximum data in one second is 14,400 characters. It is less than when using the PCM bit rate. Application of PCM in the telemetry for sounding rocket LAPAN is new and needs further development to reach the optimal function. The communication data can transmit around 1.25Mbps or 156,250 characters based on the TR FM02-S-2 full S-band transmitter by using PCM method. This research focuses the implementation of PCM method on the FPGA for sending and receiving the data via cable. Two FPGA boards can work together for sending and receiving the data using PCM method with the total bit is 1.25Mbps.

**Keywords:** *PCM, FPGA, BCD*

## ABSTRAK

Pengiriman data dari roket sonda ketika terbang adalah sangat penting untuk diketahui. Data tersebut akan digunakan sebagai bahan evaluasi dari hasil uji terbang atau misi uji terbang berikutnya. Secara umum sensor pada roket sonda terdiri dari accelerometer, gyroscope, magnetometer dan GPS. Sebuah telemetri roket memerlukan pengiriman data ke pusat penerima sebanyak-banyak ketika terbang. Permasalahan akan timbul jika kecepatan pengiriman data pada per detik sangat rendah, sehingga tidak banyak data yang bisa dikirimkan. Persoalan lainnya adalah kecepatan pengiriman data dengan standar serial yaitu 115.200 bit atau 14.400 karakter per detik, hal ini masih rendah jika dibandingkan dengan menggunakan metode PCM. Penggunaan metode PCM di pusat teknologi roket merupakan hal baru sehingga diperlukan pengembangan untuk mencapai fungsinya secara optimal. Dengan menggunakan metode komunikasi PCM maka data yang dapat dikirimkan bisa mencapai 1,25 juta bit atau 156.250 karakter per detik berdasarkan spesifikasi dari radio TR FM02-S-2 dengan frekuensi S-band. Penelitian ini fokus pada penerapan metode PCM dengan menggunakan modul FPGA sebagai pengirim dan penerima dengan menggunakan kabel sebagai media transmisi datanya. Dari hasil pengujian diperoleh bahwa dua modul FPGA tersebut dapat berfungsi sebagai pengirim dan penerima data dengan metode PCM sampai dengan kecepatan 1,25 juta bit per detik.

Kata kunci : *PCM, FPGA, BCD*

### 1 Introduction

The Rocket technology center (Pustekroket) LAPAN is the government institution for sounding rocket research in Indonesia. The development of sounding rocket to bring the weather station payload or satellite into the orbit in the future. There are many types of sounding rocket have been developed by Pustekroket such as; RXX-100 (rocket control experiment, RTX-100 (rocket tail experiment), RWX-200 (rocket wing experiment) (Kurdianto, 2015). All of onboard computer for those rocket types are typically the same which consisted of accelerometer sensor, gyroscope sensor, magneto sensor, and GPS (global positioning system) and the microcontroller ATMEGA 32 8 bits processor. The combination of those sensors are known as inertial measurement unit (IMU) to measure the attitude of the rocket when flying (Mudarris, 2020).

The important thing in the development of the sounding rocket is how to send the rocket's data from the transmitter on the rocket and receiver on the ground control system (GCS). High-rate telemetry data is very important on the rocket technology (Zhu, 2016). Transmitting the data of rocket's sensor needs the radio transceiver which has the same frequency and speed of sending bit data. Until now the radio transceiver maxstream 900 MHz is always used in the telemetry of Sounding rocket in Pustekroket. Due to the communication data between sub systems in the onboard computer is used the serial TTL with the baud rate 115200 bps, so the radio transceiver also used that baud rate. With that baud rate speed, the maximum character on one second can transmitted data 14,400 characters. In the flight test of the sounding rocket, maximum possible data must be sent to

the GCS, since knowing the attitude of the rocket become very important.

Aerospace standard communication or telemetry data doesn't use the serial TTL for communication each other components or equipments. The standard communication uses IRIG106 with the format pulse code modulation. From 2019, Pustekroket telemetry department started the research on the pulse code modulation to increase the telemetry data for sounding rocket. Pustekroket has the mobile GCS from zodiac French with telemetry data based on PCM. Figure 1-1 is the zodiac mobile ground control system. This system is connected with radio transmitter TR FM02-S-2 with speed data of PCM format is 1.25 Mbps. Figure 1-2 is radio transmitter TR FM02-S-2 with frequency working is 2.4 GHz.



Figure 1-1 : Zodiac Ground Control System Mobile



Figure 1-2 : Radio TR FM02-S-2

The methodology in this research is using two boards FPGA cyclone V for communication each other with using

PCM format. One board FPGA for reading the sensor and convert it to PCM format or as modulator. The other FPGA board for receiving the data, and then do demodulation as modulator after the data is sent to the computer via serial TTL. The communication between 2 FPGA boards are directly using 2 wires, one wire as data and the other wire as ground. For programming, the FPGA Cyclone V uses free Quartus II type and programming language is VHDL (very high speed hardware description language).

This paper focuses on the pulse code modulation method to increase the digital data sent . In the future research, this method will be implemented on the radio PCM TR FM02-S-2 as shown in the Figure 1-2.

## 2 Theoretical Background and Methodology

Pulse code modulation has two functions, the first function is for converting analog signal to digital signal (Rahman, 2014), and the second is for telemetry data format (Sudjendro, 2017). Pulse code modulation system can be used to increase the telemetry data (Zhu, 2016). PCM communication can be simulated with a software virtual such as LabView before implemented to the hardware (Rahman, 2014). Another study in (Gupta, 2016) uses simulink to transmit analog signal for PCM performance. In the PCM process there are several step; sampling, quantization, and encoding. PCM method also can be converted as circuit of digital pulse position modulation (Bhat, 2009).

Sampling is the process to take the signal input with a certain time or frequency, due to some of the input is more than one. According to the Nyquist theory, the frequency of the sampler is minimum 2 times of the frequency of the input signal (Lévesque, 2014). The



nyquist sampling rate is  $B < f_s/2$  where B is bandlimit and  $f_s$  is frequency sampling. The sampling signal input result will be quantized to get the value. The last process is coded the quantized value to become digital signal with level 1 and zero. The level 1 represents 5 volt and the 0 represents 0 volt.

According (Gupta, 2016) that PCM has advantage and disadvantages in application. The advantages of PCM are; reduce of noise effect, PCM can support pulse regeneration, possibility of multiplexing for various PCM signals, for transmitting signal can be placed the repeater due to the PCM signal is digital. These following are some of disadvantages from PCM; the process on PCM is complex which including sampling-quantization-encoding, it also needs huge bandwidth on the processing transfer data.

The methodology of this research is converting the ADC value become PCM signal by FPGA encoder and then that signal transmitted to another FPGA decoder. Therefore, the process sampling and quantization are conducted by ADC on the DE0-Nanos-Soc board. The FPGA decoder will read the PCM signal and then send it to the computer. According the packet data as shown in Figure 2-1 which is PCM format for zodiac system, thus the input analog signal of ADC is small part of the full packet PCM format. The diagram line of the system this PCM methodology is shown in Figure 2-2a. According diagram line that change the analog signal become PCM signal by FPGA.

Figure 2-2b is the flow chart of the encoder from ADC data digital signal to the PCM format. Each line data must have header to indicate that is the first column of the data in one line. Figure 2-2c is decoder of PCM signal which has task to interpret the PCM signal and then convert it to BCD format. BCD data

will be sent to computer via TTL serial to USB converter and then displayed it to GUI as shown in Figure 4-6.

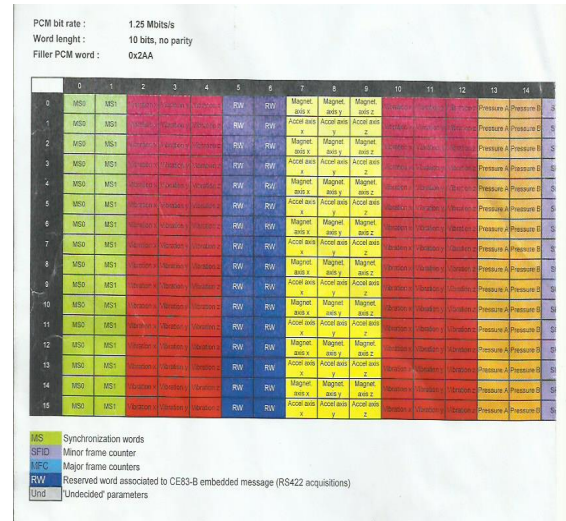


Figure 2-1 : PCM Data Structure

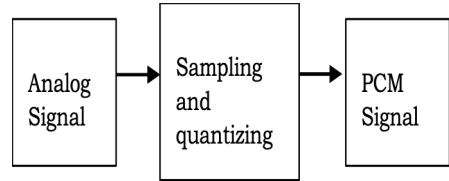


Figure 2-2a : Diagram Line PCM

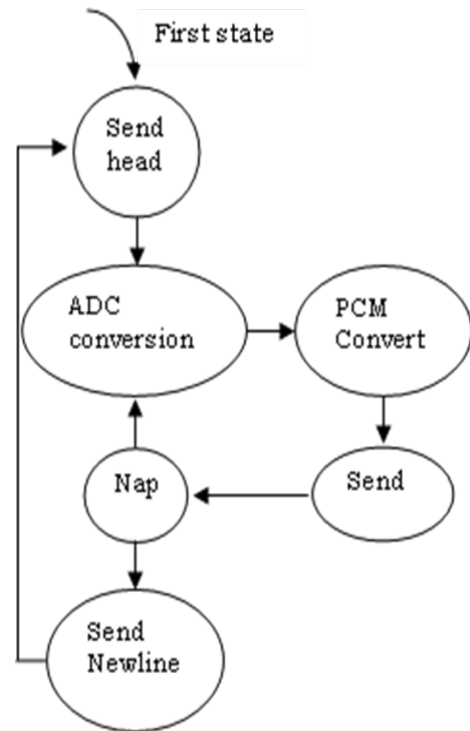


Figure 2-2b : Flow Chart of Encoder

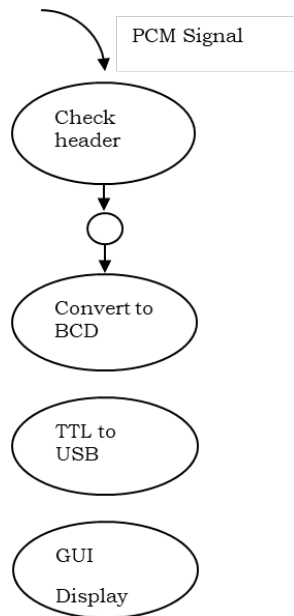


Figure 2-2c : Decoder Flow Chart

### 3 FPGA Platform Module

The module FPGA DE0-Nano-Soc was chosen to realize the main functions of the system interface PCM format a, because it is easy to operate. The module contains an Altera Cyclone V 5CSEMA4U23C6N FPGA, some electronic components, LED, buttons, and a USB JTAG for interfacing to a PC. The module is simply plugged into the computer thus quick start of developed VHDL programming. A module FPGA DE0-Nano-Soc is shown in Figure 3-1 and its property is given in Table 1 (Field, 2018). The Altera Cyclone V contains two systems; FPGA (field programmable gate array) and HPS (hard processor system). Processing PCM is done by FPGA.



Figure 3-1 : FPGA Board (Terasic.com, 2020)

Table 3-1: Property of DE0-Nano-Soc

DE0-Nano-Soc Board	
FPGA	HPS
Altera Cyclone V SE 5CSEMA4U23C6N	925MHz Dual-core ARM Cortex-A9 processor
Serial configuration device-EPCS128	1 GB DDR3 SDRAM
USB-Blaster II	1 Gigabit Ethernet
2 push-buttons	Port USB OTG
50 MHz clock sources	Micro SD card socket

The FPGA ICs are usually designed using hardware description languages (HDLs) such as verilog or VHDL in Quartus II IDE environment. Before the VHDL coding deployed to the FPGA, it can be simulated with the software ModelSim. From this simulation it can be known the input and output logic of application.

### 4 Experimental Result

The proposed diagram circuit has been implemented in the interface between two boards FPGA and FPGA board receiver to the computer for performance evaluation. The setup experiment is shown in the Figure 4-1. The first FPGA board as the encoder PCM and the second FPGA board as the decoder PCM. The first FPGA board read the analog input and then change it becomes the PCM data. The second FPGA board will decodes PCM data from the first board and then transmits it to the computer via TTL serial to USB. Furthermore, the clock signals from the FPGA board decoder as well as the FPGA board decoder were assumed synchronous with each other. The results of experimental investigation conducted based on the proposed scheme are shown in the Figure 4-1 to Figure 4-5. The output PCM signal and the synchronous pulse are shown in

Figure 4-3. The yellow pulse is the synchronous pulse with 4.18 ms or 240.385 Hz. Blue signal on the oscilloscope is PCM signal or data.

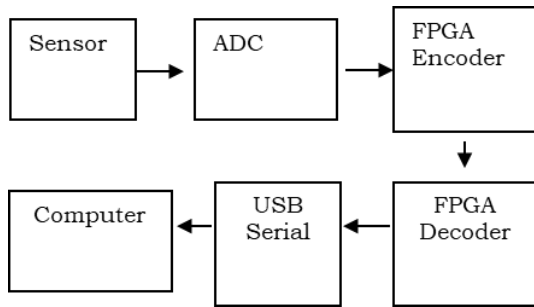


Figure 4-1 : Setup Experiment

Implementation of VHDL program onto FPGA board for reading ADC can be simulated with ISim simulator. Figure 4-2 is the simulation results of reading ADC depends on the design.

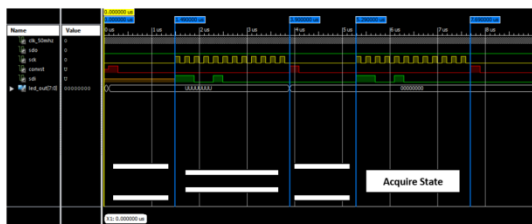


Figure 4-2: Simulation Result of Reading ADC

The output of the ADC is binary 12 bit, before this data is sent to the computer, it must be converted to BCD with 16 bits. Each four bits in BCD represents number thousand, hundreds, dozens, unit. Conversion BCD to ASCII value must be add value 3 or binary 0011. The conversion process from binary to BCD in FPGA algorithm is conducted according Figure 4-5. Figure 4-4 is the data which is sent to the computer via serial to USB. Figure 4-6 is GUI for displaying the PCM data with the interface control. It is one by one display graph or together.

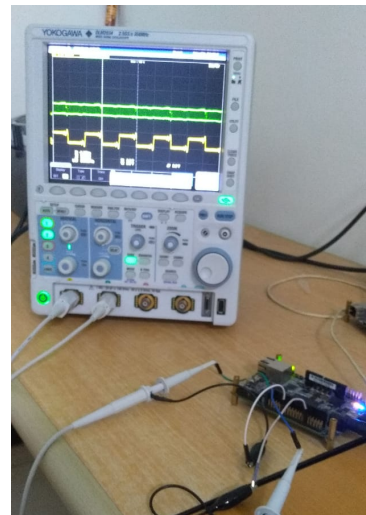


Figure 4-3: Checking Pulse PCM with Oscilloscope

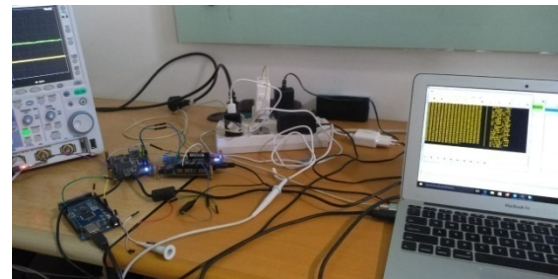


Figure 4-4: Sending PCM data to Computer

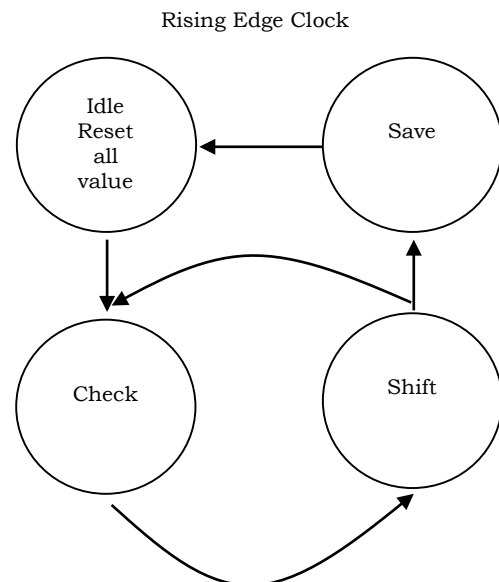


Figure 4- Rising Edge Clock ary  
to BCD

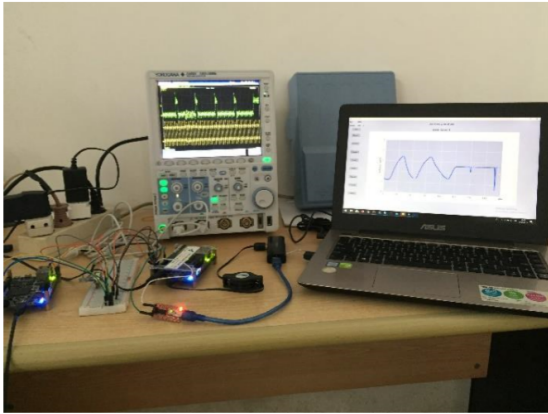


Figure 4-6: GUI Display of Result PCM data

According to the Figure 1-2, the format data of radio TMRP PCM is 1.25 Mbps/s. Thus 1.25 million bits can be transmitted to the radio in 1 second. One bit has the time 0.8  $\mu$ s as shown in Eq. (4-1). Board FPGA DE0-Nano-Soc has clock with frequency 50MHz, thus the time for one pulse is 0.02  $\mu$ s as calculated in Eq. (4-2). According to the clock time, the FPGA can handle to make a pulse with time 0,8  $\mu$ s.

$$\begin{aligned} t_{\text{bit}} &= \frac{1s}{1,250,000} \\ &= \frac{1,000,000 \mu s}{1,250,000} \end{aligned} \quad (4-1)$$

$$\begin{aligned} &= 0.8 \mu s \\ t_{\text{clk}} &= 1/50\text{MHz} \\ &= \frac{1,000,000}{50,000,000 \text{ Hz}} \end{aligned} \quad (4-2)$$

## 5 Conclusion and Future Work

Reading analog input and then converts it to the PCM signal has been conducted by the first FPGA board as the transmitter. The first FPGA board transmits the PCM signal to the second FPGA board with 2 wires, 1 wire as the PCM signal line and another wire as the synchronized signal. The PCM data is displayed by computer after receiving the data from the second FPGA board.

The next working is integrating the first FPGA board to the radio PCM TR FM02-S-2 as transmitter. Monitoring the data will use the ground mobile system

zodiac which is compatible with radio PCM TR FM02-S-2.

## Acknowledgment

This work received the partial support from the laboratory of rocket technology center (Pustekroket) LAPAN.

## REFERENCES

- Kurdianto. (2015). *Pengujian Sistem Muatan Pada Roket Eksperimen Lapan Jenis Rkx-100, Rtx-100 Dan Rwx-200* (Testing Payload System in Rocket Experiments Lapan Type Rkx-100, Rtx-100 and Rwx-200). *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 12, no. 2, pp. 140-145.
- Mudarris, M and Zain, S. G. (2020). *Implementasi Sensor Inertial Measurement Unit (IMU) untuk Monitoring Perilaku Roket*. *Avitec*, vol. 2, no. 1, pp. 55-64.
- Zhu, Z and Chen, J. (2016). *A new method of processing high-rate rocket telemetry data*. *ICMEMTC*, pp. 554-557.
- Rahman, H., Hassan, M., and Hossain, F. (2014). *PCM based digital communication system using LabVIEW*. National Conference on Electrical and Communication Engineering and Renewable Energy. pp. 96-100.
- Sudjendro, H. (2017) *Rancang Bangun Pulse . Code Modulation (PCM)*. <http://ferdaswsteub.blogspot.com/2017/04/modulasi-kode-pulsa-pcm.html>. Diakses: Juni 2020.
- Gupta, A. K., Jha, A., and Prakash, N. (2016). *Study on performance analysis of Pulse Code Modulation (PCM)*. *International Journal of Advanced Research in Electronics and Communication Engineering*. Vol. 5, no. 8, pp. 2189-2193
- Bhat, G. M., Ahmad, F., (2009). *A Novel Circuit for Pulse Code Modulation - to - Digital Pulse Position Modulation*

- Conversion*. Journal of Electronic Worlds. Vol. 115, no. 1880, pp. 39–40.
- Lévesque, L. (2014). *Nyquist sampling theorem: Understanding the illusion of a spinning wheel captured with a video camera*. *Phys. Educ.* Vol. 49, no. 6, pp. 697–705.
- Field, P. (2018). *FPGA-Implementation of an online Symbolic Controller Synthesizer using OpenCL and the Atlas-SoC board*. Bachelor Thesis. Technische Universität München.
- Terasic.com. (2020). Diakses: Juni 2020. <https://www.terasic.com.tw/cgi-bin/page/archive.pl?Language=English&CategoryNo=238&No=994&PartNo=2>.



**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](mailto: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 mangacu 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](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](http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/data_prod/prog_sect11_3.html)