

Pengembangan Sistem Operasi dan Subsistem Satelit di Pusat Teknologi Satelit

**Sanksi Pelanggaran Pasal 72:
Undang-undang Nomor 19 Tahun 2002
Tentang Hak Cipta**

1. Barangsiapa dengan sengaja melanggar dan tanpa hak melakukan perbuatan sebagaimana yang dimaksud dalam Pasal 2 Ayat (1) atau Pasal 49 Ayat (1) dan (2) dipidana dengan pidana penjara masing-masing paling singkat 1 (satu) bulan dan/atau denda paling sedikit Rp1.000.000 (setujuuta rupiah), atau pidana penjara paling lama 7 (tujuh) tahun dan/atau denda paling banyak Rp5.000.000.000 (lima miliar rupiah).
2. Barangsiapa dengan sengaja menyiarkan, memamerkan, mengedarkan, atau menjual kepada umum suatu ciptaan atau barang hasil pelanggaran hak cipta atau hak terkait sebagai dimaksud pada Ayat (1) dipidana dengan pidana penjara paling lama 5 (lima) tahun dan/atau denda paling banyak Rp50.000.000 (lima puluh juta rupiah)

Pengembangan Sistem Operasi dan Subsistem Satelit di Pusat Teknologi Satelit

TIM EDITOR

Suhata
Harry Septanto



Penerbit IBP
Jakarta, 2016

Hak pengarang dan penerbit dilindungi oleh undang-undang, dilarang mengutip dan memperbanyak tanpa seizin penerbit, sebagian atau seluruhnya dalam bentuk apa pun, baik cetak, *photoprint*, *microfilm*, dan sebagainya.

Perpustakaan Nasional Indonesia; Katalog dalam Terbitan (KDT)

Suhata dan Septanto, Harry. (ed).

Pengembangan Sistem Operasi dan Subsistem Satelit di Pusat Teknologi Satelit.

Jakarta: Penerbit IBP 2016

143 hal + xii; 14.8 x 21 cm

ISBN 978-602-74771-4-8

JUDUL: Pengembangan Sistem Operasi dan Subsistem Satelit di Pusat Teknologi Satelit

TIM EDITOR

Suhata

Harry Septanto

TIM REVIEWER

Robertus Heru Triharjanto

Sadiyatmo

Moedji Soedjarwo

Perancang Sampul : Handoko F Zainsam

Penata Letak : Pakdhe Sam

Buku ini diterbitkan oleh Penerbit Indonesia Book Project / Media Kita Group,
anggota IKAPI 2008.

Cetakan 1: November 2016



IBP (Indonesia Book Project)
Jln. Kelapa Hijau 23B
Jagakarsa, Jakarta Selatan
Telp: (021) 2271 2799
e-mail: penerbitibp@yahoo.co.id

PENGANTAR EDITOR

Satelit mikro LAPAN A1, A2 dan A3—yang telah diluncurkan di dalam periode 2007 hingga 2016—merupakan wujud nyata Pusat Teknologi Satelit (Pusteksat) LAPAN dalam merealisasikan Rencana Strategis LAPAN. Sementara itu, pengembangan satelit mikro LAPAN A4 dan A5 sedang dilakukan saat ini di Pusteksat. Kegiatan pengembangan satelit ini dilakukan dengan semangat penguasaan teknologi yang seiring dengan pengembangan kapasitas, tidak hanya bagi sumberdaya manusia (SDM) di lingkungan Pusteksat, tetapi juga bagi SDM di lingkungan penelitian dan pengembangan (Litbang), akademis dan profesi secara luas. Penulisan karya tulis ilmiah (KTI) yang selanjutnya dibukukan dalam bunga rampai ini merupakan salah satu realisasi kegiatan pengembangan sumber daya manusia tersebut. Bunga rampai ini juga merupakan sarana komunikasi antara para peneliti dan perekayasa di lingkungan Pusteksat, maupun di lingkungan litbang, akademis dan profesi secara luas.

Setiap bab di dalam bunga rampai ini menyajikan hasil Litbang satelit LAPAN yang meliputi perancangan (*design*), pembuatan/pengembangan (*developing*), *assembly*, integrasi (*integration*) dan pengujian (*testing*) satelit LAPAN. Setiap bab di dalam bunga rampai ini terdiri dari makalah-makalah ilmiah terseleksi dan telah melalui proses *review* dan *editing* dalam rangka memenuhi kaidah penulisan KTI sesuai Pedoman Karya Tulis Ilmiah (Peraturan Kepala LIPI No. 03/E/2012).

Pada bab pertama, paparan yang disajikan adalah mengenai sistem otomatisasi pengolahan data dari tiga satelit, yaitu satelit Terra, Aqua dan S-NPP, yang diakuisisi melalui Balai Penjelajahan dan Kendali Wahana Antariksa LAPAN, Biak. Sistem ini merupakan sistem penunjang yang mampu mensinergiskan kinerja sistem quicklook data dan sistem pengolahan data citra siap pakai. Sistem yang dibuat tersebut telah mampu mengoptimalkan kinerja operator karena tidak menyita waktu operator untuk melakukan pengolahan data secara satu persatu. Selanjutnya, bab kedua berisi paparan mengenai penanganan kegagalan dalam akuisisi telemetri satelit LAPAN yang harus didukung oleh manajemen pendistribusian *knowledge* yang baik. Hal ini karena *knowledge* menjadi aspek penting dari rutinitas, proses, praktik dan norma-norma dalam unit kerja. Perancangan sistem ini menggunakan model Nonaka untuk mengidentifikasi proses kreasi dan transformasi *knowledge*. Berdasarkan hasil identifikasi tersebut dibuat suatu rancangan *knowledge management system* (KMS) dengan menambahkan *knowledge base* pada sistem yang sudah ada.

Pada bab selanjutnya, pembahasan mengenai sensor bintang dimana sensor bintang adalah sensor sikap satelit yang paling akurat di antara sensor satelit lainnya. Akurasi dan kecepatan dari sensor bintang salah satunya ditentukan oleh algoritma pengenalan pola bintang yang diterapkan, di mana proses kerjanya memerlukan referensi katalog bintang. Teknik yang umum dan sederhana untuk mengurangi jumlah bintang adalah dengan *Magnitude Filtering Method (MFM)* yaitu mengurangi data bintang berdasarkan nilai magnitudo tertentu.

Bab berikutnya membahas mengenai simulasi koreksi radiometri CCD KLI-8023 di mana koreksi radiometri merupakan salah satu hal penting yang harus dilakukan pada sensor optik yang dibawa oleh satelit *remote sensing*. Sensor citra CCD KLI-8023 ini merupakan muatan (*payload*) pada satelit mikro LAPAN-A3/LAPAN-IPB. Metode yang digunakan mengacu pada proses koreksi real yang akan dilakukan pada citra dari satelit tersebut.

Bab selanjutnya berkaitan pula dengan pengembangan satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB. Pemaparan pada bab ini yaitu mengenai

desain dan implementasi peredam kejut dan getaran pada muatan satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB, yang mempertimbangkan berbagai komponen, baik elektronik, mekanik, maupun optik. Dari sisi ketahanan, komponen-komponen tersebut cukup sensitif terhadap getaran. Guna menghindari kegagalan karena getaran tersebut, hal yang bisa dilakukan adalah dengan memperkecil atau mengurangi getaran dari wahana peluncur pada muatan, yaitu dengan cara membuat sistem peredam yang bisa meredam atau memperkecil getaran yang akan mengenai muatan. Metode yang digunakan dalam sistem peredam ini adalah dengan menggunakan *wire rope isolator* (pegas baja). Bab berikutnya membahas mengenai rancang bangun *baffle* untuk *pitch* sensor satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB. Sensor yang digunakan pada sensor *pitch* satelit lapan-a3 adalah sensor optik. Kinerja dari sensor optik sangat dipengaruhi oleh cahaya yang diterima oleh sensor itu sendiri. Cahaya yang terlalu sedikit atau yang berlebihan dapat menurunkan kualitas pembacaan atau pengukuran sensor optik. Dengan menerapkan *baffle* yang dirancang, penurunan kualitas yang disebabkan oleh cahaya yang berlebihan pada sensor pitch satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB dapat dihindari.

Material magnetik merupakan salah satu material yang digunakan pada komponen satelit LAPAN. Reaction wheel dan komponen pemfokus kamera remote sensing pada satelit LAPAN adalah satu contoh komponen satelit yang menggunakan material magnet pada motor arus searahnya. Mengingat pentingnya komponen-komponen tersebut, penelitian mengenai material magnet menjadi sangat menarik. Pada bunga rampai ini pula paparan mengenai studi perbandingan intensitas/ densitas magnet berbasis logam tanah jarang *Neodymium* (*NdFeB*) sebagai aplikasi pada komponen satelit di bandingkan dengan magnet Ceramic/ Ferrite dan *Samarium Cobalt* (*SmCo*). Metodologi yang digunakan adalah dengan menganalisis data intensitas masing-masing magnet dibandingkan dengan densitas masing-masing magnet tersebut. Hasil studi literatur menunjukkan bahwa untuk komponen satelit, penggunaan magnet permanen dengan unsur *Neodymium* (*Nd*) lebih unggul dibandingkan jenis magnet permanen lainnya yaitu

Ceramic/ Ferrite dan SmCo. Pembahasan terakhir dalam bunga rampai ini adalah mengenai mengenai PRF dan beberapa parameter pulsa Radar yang berkaitan dengan nilai PRF, serta menghitung jarak target maksimum yang dapat dicapai oleh beberapa satelit Radar dan parameter lainnya yang terkait dengan nilai PRF. Satelit-satelit Radar tersebut meliputi ALOS PALSAR, ERS-1, JERS-1, SEASAT, SIR-A dan SRTM (X-band).

Penerbitan buku ini diharapkan dapat memberikan manfaat kepada para peneliti dan perekayasa dalam mengembangkan kapasitas dan kapabilitasnya melalui penulisan dan publikasi gagasan, hasil penelitian dan rancang bangun di lingkungan Pusat Teknologi Satelit. Terakhir, ucapan terimakasih tak lupa dihaturkan kepada para penulis yang telah mengirimkan makalahnya yang sangat bermanfaat untuk kita semua, kepada tim redaksi bunga rampai dan kepada Kepala Pusat Teknologi Satelit LAPAN, Drs. Abdul Rahman, M.T., yang telah memberikan fasilitas dan dukungan baik moril maupun material sehingga bunga rampai yang berjudul “Pengembangan Sistem Operasi dan Subsistem Satelit di Pusat Teknologi Satelit” ini dapat diterbitkan.

Bogor, 2016

Tim Editor

TIM EDITOR

Suhata
Harry Septanto

TIM REVIEWER

Robertus Heru Triharjanto
Sadiyatmo
Moedji Soedjarwo

PARA PENULIS

Agung Wahyudiono
Suisbiyanto Prasetya
Mohammad Mukhayadi
Abdul Rahman
Muhammad Arif Saifudin
Sartika Salaswati
A.Hadi Syafrudin
Moh.Farid Huzain
Wahyu Akbar Megah
Poki Agung Budiantoro
Robertus Heru Triharjanto
Ade Putri Septi Jayani
Widya Roza

DAFTAR ISI

Pengantar Editor	v
Daftar Isi	ix
1. OTOMATISASI PENGOLAHAN DATA SATELIT TERRA, AQUA, DAN S-NPP SEBAGAI DUKUNGAN OPERASI STASIUN BUMI LAPAN BIAK	1
<i>TERRA, AQUA AND S-NPP SATELLITE DATA PROCESSING AUTOMATIZATION AS A SUPPORT FOR OPERATIONS OF LAPAN BIAK GROUND STATION</i>	
Agung Wahyudiono dan Suisbiyanto Prasetya	
2. KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM UNTUK PENANGANAN KEGAGALAN AKUISISI TELEMETRI SATELIT DI LAPAN	15
<i>KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM FOR THE ACQUISITION OF SATELLITE TELEMETRY FAULT MANAGEMENT IN LAPAN</i>	
Mohammad Mukhayadi dan Abdul Rahman	
3. PEMBUATAN KATALOG BINTANG UNTUK APLIKASI STAR SENSOR MENGGUNAKAN METODE MAGNITUDE FILTERING	38

*STAR CATALOG CONSTRUCTION FOR STAR
SENSOR APPLICATION USING MAGNITUDE
FILTERING METHOD*

Muhammad Arif Saifudin

4. SIMULASI KOREKSI RADIOMETRI CCD KLI- 53
8023

*RADIOMETRIC CORRECTION SIMULATION OF
CCD KLI-8023*

Sartika Salaswati, A.Hadi Syafrudin

5. DESAIN DAN IMPLEMENTASI PEREDAM 76
KEJUT DAN GETARAN PADA MUATAN
SATELIT LAPAN-IPB/LAPAN-A3

*DESIGN AND IMPLEMENTATION OF DAMPERS
FOR LAPAN-IPB/LAPAN-A3 SATELLITE
PAYLOADS*

Moh.Farid Huzain, Wahyu Akbar Megah

6. RANCANG BANGUN BAFFLE UNTUK PITCH 92
SENSOR SATELIT LAPAN-A3

*BAFFLE DESIGN FOR SATELLITE LAPAN - A3
PITCH SENSOR*

Wahyu Akbar Megah

7. STUDI PERBANDINGAN INTENSITAS/ 109
DENSITAS MAGNET BERBASIS LOGAM
TANAH JARANG NEODYMIUM (NdFeB)

SEBAGAI APLIKASI PADA KOMPONEN
SATELIT DI BANDINGKAN DENGAN
MAGNET CERAMIC/ FERRITE DAN SmCo

*COMPARATIVE STUDY OF INTENSITY/
DENSITY BASED ON RARE EARTH ELEMENT
NEODYMIUM (NDFEB) MAGNET AS
SATELLITE COMPONENT APPLICATION ARE
COMPARE WITH CERAMIC/ FERRITE AND
SmCo MAGNET*

Poki Agung Budiantoro, Robertus Heru
Triharjanto

8. IMPLEMENTASI PULSE REPETITION
FREQUENCY TERHADAP UNAMBIGOUS
RANGE PADA SATELIT RADAR 127

*IMPLEMENTATION OF PULSE REPETITION
FREQUENCY AGAINST UNAMBIGOUS RANGE
ON RADAR SATELLITE*

Ade Putri Septi Jayani, Widya Roza

**OTOMATISASI PENGOLAHAN DATA SATELIT
TERRA, AQUA, DAN S-NPP SEBAGAI DUKUNGAN
OPERASI STASIUN BUMI LAPAN BIAK**

*TERRA, AQUA AND S-NPP SATELLITE DATA
PROCESSING AUTOMATIZATION AS A SUPPORT FOR
OPERATIONS OF LAPAN BIAK GROUND STATION*

Agung Wahyudiono¹, Suisbiyanto Prasetya²

¹Pusat Teknologi Satelit, LAPAN

agungshiro@gmail.com

²Balai Penjejakan dan Kendali Wahana Antariksa, LAPAN

suisbiaq@gmail.com

Abstrak

LAPAN, salah satunya melalui BPKWA (Balai Penjejakan dan Kendali Wahana Antariksa) LAPAN Biak, memiliki tugas dan fungsi di antaranya melakukan akuisisi dan memberikan pelayanan data penginderaan jauh, khususnya data pengolahan citra satelit. Di BPKWA Biak sudah tersedia sistem antena yang dapat digunakan untuk melakukan akuisisi data satelit Terra, Aqua dan S-NPP. Selain itu, sistem pengolahan juga telah disiapkan untuk menghasilkan citra satelit yang siap pakai. Permasalahan muncul ketika sistem diharuskan mampu memunculkan *quicklook* data dan data siap pakai sesaat setelah proses akuisisi selesai. Untuk itu dibangunlah sebuah sistem penunjang yang mampu mensinergiskan kinerja kedua sistem tersebut sehingga keduanya mampu berjalan beriringan dan menghasilkan data keluaran secara otomatis. Hasilnya, sistem ini mampu menjalankan fungsinya dan data mampu diproses secara otomatis sesaat setelah proses akuisisi data selesai. Namun, tidak dapat

dipungkiri, masih terdapatnya jeda waktu antara selesainya proses akusisi dengan waktu munculnya *quicklook* data serta selesainya proses pengolahan data. Sistem ini mampu mengoptimalkan kinerja operator karena tidak menyita waktu operator untuk melakukan pengolahan data secara satu persatu.

Kata kunci: BPKWA Biak, Otomatisasi, Pengolahan Citra Satelit

Abstract

LAPAN, which is through BPKWA (Center for Space Vehicle Tracking and Control) LAPAN Biak, has duties and functions, e. g. to do acquisition and provide services of remote sensing data, especially satellite data processing images. In BPKWA Biak, there is already available an antenna system that can be used to perform data acquisition for satellite Terra, Aqua, and S-NPP. In addition, the processing system also has been prepared to produce satellite images that are ready to use. Problems arise when the system must be able to bring quicklook data and the data result shortly after the acquisition is completed. For that, a system has been built in order to support and synergizing both system so that both of them are able to go hand in hand and produce output data automatically. As the result, this system is able to perform its functions and the data is able to be processed automatically as soon as the data acquisition process is completed. But, it is no doubt that there is still have a lag time between the completion of the acquisition process with the advent of time quicklook data as well as the completion of data processing. The system is able to optimize the performance of the operator because the operator does not take the time to perform data processing in one by one.

Keywords: *BPKWA Biak, automatization, Satellite image processing*

1. PENDAHULUAN

Penginderaan jauh melalui satelit mempunyai karakteristik jangkauan pengamatan yang sangat luas, keakuratan data yang objektif dan terukur dan pengulangan pengamatan yang periodik dan berkelanjutan [1]. Penginderaan jauh melalui satelit dalam banyak hal dapat mengatasi kesulitan pengambilan data akibat kondisi wilayah Indonesia yang masih terdiri dari daerah-daerah yang sulit dicapai [2]. Inilah yang menjadikan teknologi satelit memiliki peranan penting dalam bidang penginderaan jauh.

Terra, Aqua dan S-NPP merupakan tiga di antara sekian banyak satelit penginderaan jauh yang masih beroperasi dan dapat diakuisisi datanya secara bebas. Terra dan Aqua merupakan satelit buatan NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) yang termasuk ke dalam rangkaian program satelit EOS (*Earth Observing System*) [2]. Data MODIS (*Moderate-Resolution Imaging Spectroradiometer*) yang dihasilkan kedua satelit tersebut telah banyak dimanfaatkan dalam penelitian aplikasi penginderaan jauh di berbagai bidang. S-NPP merupakan generasi satelit yang lebih modern. Satelit ini membawa sensor VIIRS (*Visible-Infrared Imaging Radiometer Suite*) yang merupakan sensor dengan 22 pita frekuensi visible/infrared yang mengkombinasikan aspek-aspek terbaik dari AVHRR (*Advance Very High Resolution Radiometer*) milik NOAA, OLS (*Operational Linescan System*) milik DMSP (*Defense Meteorological Satellite Program*), serta MODIS milik NASA [3].

Untuk menunjang penelitian dan penggunaan data citra dari ketiga satelit tersebut, NASA juga

mengembangkan satu paket perangkat lunak pengolah data citra satelit Terra, Aqua dan S-NPP yang diberi nama IPOPP (*International Polar Orbiter Processing Package*). IPOPP dikembangkan oleh DLR (*Direct Readout Laboratory*), NASA *Goddard Space Flight Center* [4]. IPOPP memiliki kemampuan untuk mengolah data PDS dari satelit Terra dan Aqua maupun data RDR dari satelit SNPP mulai dari level 0 hingga ke level 2 (aplikasi). Pengolahan data tersebut dilakukan oleh modul-modul SPA (*Science Processing Algorithm*) yang terdapat di dalam IPOPP, yang masing-masing memiliki kemampuan tertentu dalam memproduksi hasil olah data [5].

Di dalam IPOPP terdapat dua buah modul yang memiliki peran penting dalam pengembangan sistem ini. Modul pertama adalah RT-STPS (*Realtime Software Telemetry Processing System*) yang memiliki fungsi untuk mengekstrak data *raw* hasil proses akuisisi menjadi file-file yang bisa diolah lebih lanjut oleh perangkat lunak IPOPP. Proses ekstraksi ini di dalamnya sudah termasuk proses FrameSync (sinkronisasi frame), *decoder* (Reed-Solomon, CRC, parity number), dan *decoder* paket data CCSDS [6].

Modul kedua adalah Simulcast yang berjalan bersama dengan RT-STPS serta berfungsi untuk menampilkan *quicklook* data citra satelit. *Quicklook* data ini bisa ditampilkan secara mentah sesuai dengan hasil pemotretan oleh sensor kamera, tetapi bisa juga ditampilkan ke dalam bentuk citra yang sudah dikoreksi secara geometris dan *overlay* di atas peta bumi [7].

IPOPP merupakan perangkat lunak yang bebas diunduh dan digunakan, pengguna hanya perlu mendaftarkan diri pada halaman situs DRL NASA untuk kemudian mengunduh paket aplikasi tersebut melalui tautan yang tersedia. IPOPP inilah yang kemudian digunakan oleh BPKWA Biak untuk memproduksi data hasil olahan citra dari ketiga macam jenis satelit tersebut. Hal ini sesuai dengan amanat yang tercantum pada

peraturan kepala LAPAN No. 5 tahun 2011, bahwa BPKWA Biak memiliki tugas melaksanakan penjejakan, pengukuran jarak jauh, pengendalian dan peluncuran satelit, serta akuisisi dan pelayanan data penginderaan jauh [8].



Gambar 1. Sistem pengolah data yang telah ter-*install* IPOPP, RT-STPS dan Simulcast.

Sistem antena di BPKWA Biak menggunakan sistem dengan spesifikasi sebagai berikut:

- 1) *Elevation over Azimuth Positioner*
 - a) *2.4XLB-3m system bundle including 2.4AEHP-3m Positioner*
 - b) *3 meters Dish*
- 2) *FXSL-DDD = 02 FEED*
 - a) *L,S,X band feed system*
 - i) *X band (7500-8500 MHz)*
 - ii) *S band (2200-2250 MHz)*
 - iii) *L band (1685-1710 MHz)*
 - b) *LNA 90K(L band) and 50K (X band)*
- 3) *Down Converter (L,S,X)*
- 4) *Demodulator*
 - a) *X band receiver (HRD200)*
 - b) *L/S band receiver (LRD200)*
- 5) *Acquisition Module (HP DL835G7)*

- 6) Software System
 - a) OS Centos 5.7
 - b) Terra Scan 4.0.2-1 (*license capture MODIS data*)

Sistem antena ini dapat digunakan untuk melakukan akuisisi data satelit Terra, Aqua, S-NPP dan FY [9]. Sistem antena ini dapat secara otomatis melakukan akuisisi data dari sejumlah satelit sesuai konfigurasi sistem yang sudah disiapkan.

Sistem antena dan sistem pengolah data ditempatkan di dua perangkat keras yang berbeda. Kedua sistem yang terpisah ini memerlukan peranan pihak ketiga (manusia atau mesin) untuk dapat bersinergi. Mesin, dalam hal ini sebuah sistem automatisasi, menjadi pilihan untuk diimplementasikan dengan alasan dapat mengurangi munculnya error yang disebabkan tingginya beban kerja operator [10]. Selain itu, sistem automatisasi berbasis mesin mampu mengurangi penggunaan waktu dan tenaga operator manusia.

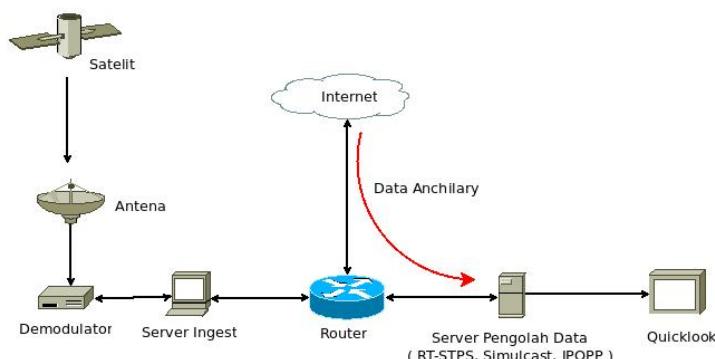


Gambar 2. Sistem pengolah data yang telah ter-*install* IPOPP, RT-STPS, Simulcast.

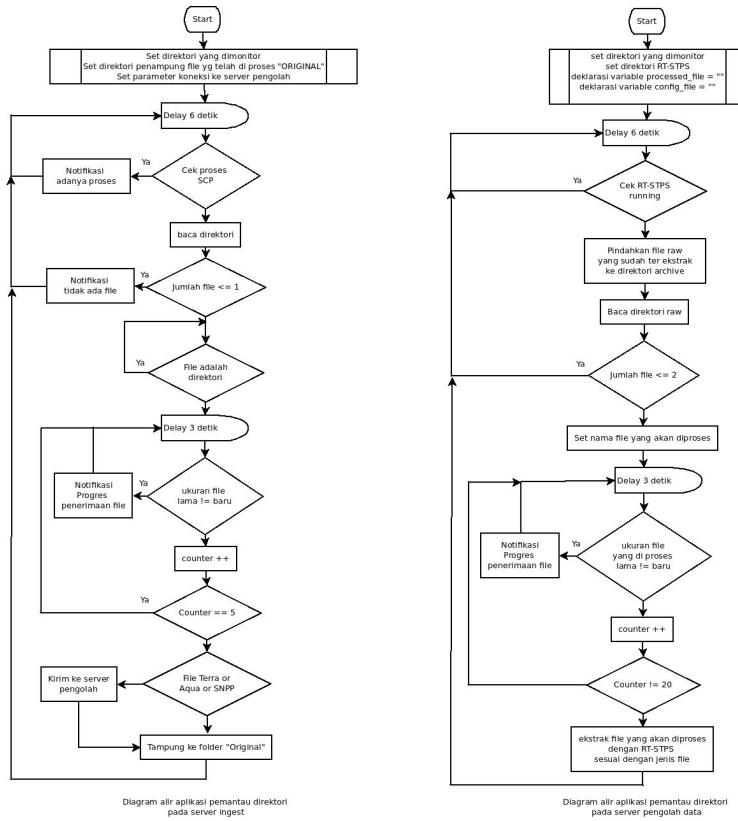
Penelitian ini bertujuan untuk membangun sebuah sistem automatisasi, yang mampu menjadi jembatan yang mensinergiskan kinerja antara sistem antena dengan sistem pengolah data sehingga pada akhirnya antara proses akusisi, *quicklook* data hingga pengolahan data dapat berjalan dengan sendirinya tanpa campur tangan operator pada setiap tahapannya.

2. METODOLOGI

Secara garis besar sistem antena dan pengolah data yang terdapat di BPKWA Biak terangkai seperti yang digambarkan melalui Gambar 3.



Gambar 3. Diagram blok perangkat sistem akusisi data satelit dan pengolahan data di BPKWA BIAK



(a)

(b)

Gambar 4. (a) Diagram alir aplikasi *monitoring* pada sistem antena, (b) Diagram alir aplikasi *monitoring* pada sistem pengolah data

Untuk dapat saling berkomunikasi, antara sistem antena dengan sistem pengolah data dihubungkan melalui jaringan LAN (*Local Area Network*) yang terhubung juga dengan jaringan internet. Faktor konektivitas internet di sini bersifat sangat penting baik pada sistem antena maupun sistem pengolah data. Pada sistem antena, akses

internet diperlukan untuk melakukan update data TLE, yang digunakan untuk proses prediksi periode *overpass* satelit terhadap stasiun bumi. Sedangkan pada sistem pengolahan data, koneksi internet dibutuhkan untuk mengunduh data *ancillary* yang nantinya digunakan sebagai parameter dalam pengolahan data.

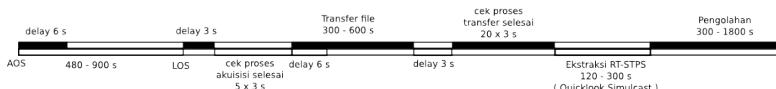
Komunikasi dan proses transfer data antara kedua server menggunakan SCP (*Secure Copy*). Protocol ini menggunakan SSH (*Secure Shell*) untuk proses transfer data dan menggunakan otentikasi yang sama pula dengan SSH. Proses otentikasi cukup dilakukan satu kali dengan mendaftarkan dan menyimpan *public key* dari server antena ke server pengolah data. Hal ini menjadikan server pengirim tidak perlu memasukkan password setiap kali melakukan koneksi atau transfer data ke server penerima.

Sistem pendukung yang berfungsi untuk mensinergiskan kinerja kedua server dibangun dengan menggunakan bahasa pemrograman Perl, yang dipilih karena secara umum sudah didukung oleh sistem operasi berbasis Linux dan dapat dijalankan dengan mudah melalui *terminal* atau *console*. Sistem pendukung ini terdiri dari dua aplikasi yang masing-masing dijalankan pada sistem/server antena dan pada sistem/server pengolah data.

Pada sisi server antena, aplikasi ini dirancang untuk melakukan monitoring proses akuisisi data dari satelit dan, setelah proses ini selesai, aplikasi mendeteksi jenis data *raw* yang dihasilkan dari proses akuisisi. Jika data tersebut merupakan data dari satelit Terra, Aqua atau S-NPP, maka data tersebut dikirim ke server pengolah. Setelah proses *copy transfer* selesai, data tersebut kemudian dipindahkan ke direktori arsip agar nantinya tidak terdeteksi ulang pada proses iterasi berikutnya. Data yang bukan merupakan berasal dari satelit Terra, Aqua, dan S-NPP akan langsung dipindahkan ke direktori arsip.

Di sisi server pengolah data, aplikasi ini berfungsi melakukan monitoring terhadap penerimaan data baru dari

server antena dan, setelah proses penerimaan selesai, aplikasi ini menjalankan RT-STPS untuk melakukan ekstraksi data. Untuk proses selanjutnya, data hasil ekstraksi RT-STPS akan secara otomatis diolah oleh IPOPP.



Gambar 5. Perkiraan alur waktu yang dibutuhkan mulai saat proses akuisisi hingga pengolahan untuk setiap satelit

Pengujian yang dilaksanakan di BPKWA Biak dilakukan dengan cara menyalakan aplikasi penunjang di kedua sistem selama kegiatan operasi akuisisi data berlangsung. Kemudian, pengamatan dilakukan untuk mengetahui apakah sistem penunjang mampu berjalan sebagai mana mestinya, sehingga antara proses akuisisi dan proses pengolahan dapat berjalan secara otomatis dan beriringan. Secara teori, berdasarkan algoritma di atas, selisih waktu minimal antara saat pertama kali proses akuisisi data sampai sistem pendukung selesai men-transfer data ke sistem pengolah adalah sebesar 798 detik atau 13 menit 18 detik dengan asumsi waktu yang dibutuhkan untuk akuisisi data adalah 8 menit.

Di samping itu, pengamatan juga dilakukan terhadap waktu yang dibutuhkan oleh sistem dalam satu proses mulai dari awal akuisisi hingga akhir proses transfer data ke server pengolah. Hal ini digunakan sebagai parameter untuk menentukan kapan *quicklook* data dapat mulai dimunculkan di layar monitor serta kapan waktu rata-rata yang dibutuhkan untuk mendapatkan data hasil pengolahan.

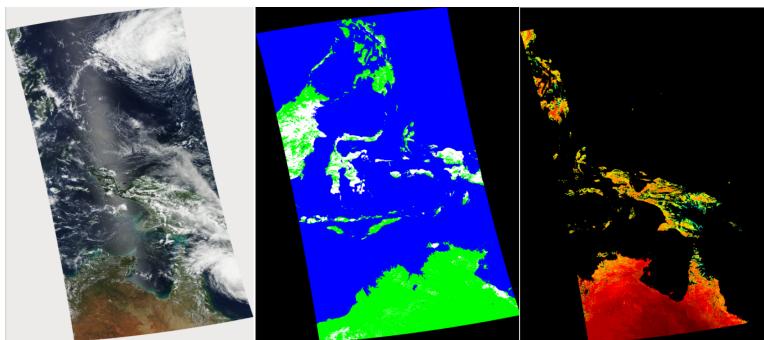
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dari hasil pengujian dan implementasi dapat dilihat bahwa sistem ini mampu memberikan dukungan terhadap sistem antena dan sistem pengolah sehingga proses akusisi data hingga pengolahan data dapat berjalan secara otomatis. Dari hasil kinerja yang diamati, berdasarkan infrastruktur jaringan yang dimiliki oleh BPKWA Biak, proses transfer data antara kedua sistem membutuhkan waktu rata rata 2 menit dengan kecepatan 11 MBps. Proses transfer ini berlangsung setelah seluruh data berhasil diakusisi penuh oleh sistem antena atau satelit sudah dalam posisi LOS. Dengan kondisi semacam ini serta berdasarkan data di atas, *quicklook* data dapat dilihat secara penuh rata-rata setelah 6 menit sesudah LOS atau 15 menit sesudah AOS. Sementara itu, data hasil pengolahan sangat bergantung pada jenis data yang diolah dan macam produk yang dihasilkan dari hasil pengolahan. Sebagai contoh satelit Terra dan Aqua dengan data MODIS; untuk dapat menghasilkan data *Crefl Geotiff True Color , Sea Surface Temperature, dan Land Surface Temperature* membutuhkan waktu rata – rata 4 menit setelah proses *quicklook* atau 6 menit setelah data selesai ditransfer ke sistem pengolah. Sedangkan, S-NPP dengan data VIIRS membutuhkan waktu 20 menit untuk menghasilkan data produk yang hampir sama.

Tabel 1. Pencatatan waktu mulai dari proses akusisi hingga pengolahan data satelit

TANG GAL	SATE LIT	AOS	LOS	START TRANS FER	TRANS FER RATE	EKS TRACT	END EKS TRACT	END PRO CESS
28-05- 2015	TERRA	01.26	01.37	01.37	11.4 MBps	01.39	01.43	01.48
28-05- 2015	NPP	03.09	03.17	03.19	11.3 MBps	03.20	03.24	03.49

29-05-2015	TERRA	02.09	02.19	02.20	11.3 MBps	02.21	02.25	02.29
29-05-2015	NPP	02.53	02.59	02.59	11.6 MBps	03.00	03.00	03.06
30-05-2015	TERRA	01.12	01.26	01.26	11.2 MBps	01.28	01.32	01.35
30-05-2015	AQUA	04.09	04.21	04.21	11.2 MBps	04.24	04.27	04.30
31-05-2015	TERRA	00.20	00.29	00.29	8.5 MBps	00.31	00.33	00.37
31-05-2015	TERRA	01.57	02.07	02.07	11.2 MBps	02.10	02.12	02.15
31-05-2015	AQUA	03.17	03.24	03.24	11.2 MBps	03.26	03.28	03.30
31-05-2015	NPP	03.51	04.03	04.03	11.2 MBps	04.06	04.10	04.25
31-05-2015	AQUA	04.52	05.03	05.03	11.2 MBps	05.06	05.09	05.13



Gambar 6. Contoh produk hasil pengolahan IPOPPP dengan 3 SPA yang berbeda

Dari teori, terdapat perbedaan perhitungan waktu transfer yang dibutuhkan untuk pemindahan data dari sistem antena ke sistem pengolah. Hal ini disebabkan perbedaan asumsi kecepatan transfer data rata-rata di mana pada kenyataannya waktu transfer yang dibutuhkan 60% lebih cepat.

4. KESIMPULAN

Sistem otomatisasi pengolahan data satelit Terra Aqua dan S-NPP berhasil dibangun. Sistem ini mampu mengkoordinasikan fungsi antara server ingest dengan server pengolah data. Hal ini dibuktikan dengan kemampuan sistem menghasilkan data hasil pengolahan secara otomatis. *Quicklook* data dapat mulai ditampilkan 6 menit setelah proses akuisisi data selesai.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih untuk semua staf dan teknisi di BPKWA Biak yang telah membantu proses instalasi sistem pendukung di stasiun bumi BPKWA Biak serta seluruh rekan yang ada di bidang Teknologi Ruas Bumi Pusteksat. Selain itu ucapan terima kasih juga kami tujuhan kepada Prof. Dr. Ir. T. Sembiring yang telah membimbing dalam penulisan paper ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Hanafi, I.H, Aktifitas Penginderaan Jauh Melalui Satelit di Indonesia dan Pengaturannya Dalam Hukum Ruang Angkasa. *Jurnal Sasi*, Vol. 17, No. 2, Bulan April–Juni 2011.
- [2] NASA. *NASA's Management of the NPOESS Preparatory Project*. <http://oig.nasa.gov/audits/reports/FY11/IG-11-018.pdf>. Diakses pada 6 April 2015.
- [3] Hillger, D., Kopp, T., Lee, T., Lindsey, D., Seaman, C., Miller, S., Solbrig, J., Kidder, S., Bachmeier, S., Jasmin, T. dan Rink, T. First-light imagery from

- Suomi NPP VIIRS. *Bulletin of the American Meteorological Society*, Vol. 94, No. 7, 2013.
- [4] Goddard Space Flight Center. *IPOPP (International Polar Orbiter Processing Package) User's Guide*.
- [5] Wahyudiono, Agung, *Dokumen Teknis Instalasi dan Tes Uji Penggunaan Perangkat Lunak IPOPP V2.3 Untuk Pengolahan Data Raw Satelit Terra, Aqua dan NPP Tahun 2014*.
- [6] Goddard Space Flight Center. *RT-STPS (Real-Time Software Telemetry Processing System) User's Guide*.
- [7] Goddard Space Flight Center. *Simulcast User's Guide*.
- [8] Peraturan Kepala LAPAN No.5 Tahun 2011.
- [9] Judianto, C.T, *Laporan Teknis Pelaksanaan Instalasi Antena 2.4AEHP-3M L,S,X Feed di LAPAN Biak Tahun 2013*.
- [10] Parasuraman, R., dan Riley, V. Humans and Automation: Use, Misuse, Disuse, Abuse. *Human Factors: The Journal of the Human Factors and Ergonomics Society*, Vol. 39, No. 2, Bulan Juni, 1997.
- [11] http://linux.about.com/od/commands/l/blcmdl1_scp.htm. Diakses pada 6 April 2015

***KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM UNTUK
PENANGANAN KEGAGALAN AKUISISI
TELEMETRI SATELIT DI LAPAN***

***KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM FOR THE
ACQUISITION OF SATELLITE TELEMETRY FAULT
MANAGEMENT IN LAPAN***

Mohammad Mukhayadi, Abdul Rahman

Pusat Teknologi Satelit - LAPAN
muh.mukhayadi@lapan.go.id

Abstrak

Penanganan kegagalan dalam akuisisi telemetri satelit harus didukung oleh manajemen pendistribusian *knowledge* yang baik karena *knowledge* menjadi aspek penting dari rutinitas, proses, praktik dan norma-norma dalam unit kerja. Makalah ini menyajikan rancangan *knowledge management* pada level sistem dalam menangani kegagalan akuisisi telemetri. Perancangan sistem ini menggunakan model Nonaka untuk mengidentifikasi proses kreasi dan transformasi *knowledge*. Berdasarkan hasil identifikasi tersebut dibuat suatu rancangan *knowledge management system (KMS)* dengan menambahkan *knowledge base* pada sistem yang sudah ada. Dengan menggunakan *knowledge base*, *operator* sebagai pengguna utama KMS ini diharapkan dapat memperoleh pengetahuan yang dibutuhkan mengenai proses kegiatan, *user manual*, ataupun prosedur-prosedur untuk menyelesaikan kasus secara lebih cepat. Hal ini diperlukan untuk memastikan bahwa pengguna mendapatkan akses ke bagian pengetahuan yang tepat pada saat dibutuhkan sehingga sistem akuisisi telemetri tidak

dimungkinkan *idle* terlalu lama apalagi terhenti sama sekali akibat suatu kegagalan tertentu.

Kata Kunci: *Knowledge Management, Penanganan Kegagalan, Akuisisi Telemetri*

Abstract

Fault management in the acquisition of satellite telemetry should be supported by a good distributed knowledge since it is becoming important aspect of the routines, processes, practices and norms in the working group. This paper presents the design of knowledge management at the system level in managing the fault of telemetry acquisition. The design of this knowledge management system uses Nonaka's model to identify the knowledge creation and transformation. Based on this identification, the knowledge management system is established by adding knowledge base to the existing system. The knowledge base will assist the operator as main user to acquire knowledge about the activities, how to use the application, or the ways to resolve the case quickly. It will ensure that users get access to the right piece of knowledge as at when needed so there is no possibility for the telemetry acquisition system to stand idle for longer time or even stop working because of one or more failure events.

Keywords: *Knowledge Management, Fault Management, Telemetry Acquisition*

1. PENDAHULUAN

Akuisisi telemetri merupakan pekerjaan rutin yang dilakukan oleh suatu unit kerja pada fasilitas stasiun bumi LAPAN. Walaupun proses akuisisi data dari satelit terkesan sederhana, sesungguhnya proses tersebut melibatkan

banyak subsistem sehingga rawan terjadi kegagalan. Di lain pihak, telemetri dari satelit ini harus dapat diperoleh secara terus menerus dari waktu ke waktu untuk menganalisis kondisi satelit dalam melakukan berbagai misi berikutnya. Jadi sistem akuisisi telemetri ini membutuhkan penanganan kegagalan yang baik sehingga bisa tetap beroperasi setiap saat.

Kesalahan biasanya ditandai oleh kegagalan dalam suatu sistem sehingga sistem tersebut tidak bisa bekerja sesuai dengan kinerja yang diharapkan. Hal tersebut telah menjadi perhatian utama pada sebagian besar sistem yang bekerja secara *real time* [1]. Sistem akuisisi telemetri satelit dengan penanganan kegagalan yang baik memungkinkan untuk terus beroperasi dengan benar ketika satu atau lebih dari beberapa komponennya mengalami permasalahan. Sistem masih diperbolehkan beroperasi pada tingkat yang lebih rendah tetapi tidak diperbolehkan gagal sepenuhnya ketika beberapa bagian dari sistem gagal. Dalam hal ini, *operator* memiliki peran kunci dalam menjalankan sistem tersebut karena *operator* yang dibekali *knowledge* yang cukup akan mampu bertindak secara cepat dan tepat ketika terjadi kegagalan.

Berdasarkan berbagai kasus kegagalan yang terjadi dalam akuisisi telemetri satelit menunjukkan bahwa kasus tersebut semestinya dapat diantisipasi dengan baik oleh *operator* karena sebagian besar merupakan pengulangan dari kasus-kasus kegagalan sebelumnya. Selain itu, beberapa kasus kegagalan disebabkan oleh *human error* akibat tingkat pemahaman yang beragam terhadap *user manual*. Namun karena berbagai solusi yang ditemukan sebelumnya tidak terdokumentasi dengan baik, seringkali *operator* tidak memiliki ide yang cepat dan tepat dalam mengatasi berbagai kasus. Hal inilah yang melatarbelakangi kajian *knowledge management* untuk mendukung sistem akuisisi telemetri agar memiliki penanganan kegagalan yang baik.

Perlu disadari bahwa implementasi dan sosialisasi pentingnya berbagi *knowledge* ini bukanlah suatu proses yang mudah. Kebanyakan pegawai di unit kerja sibuk dengan pekerjaannya masing-masing dan menjadi tidak terlalu peduli untuk mendokumentasikan ataupun berbagi *knowledge* yang mereka dapatkan pada saat menjalankan tanggung jawabnya, sehingga jika suatu saat ada pegawai menghadapi kasus serupa, ia tidak mempunyai referensi mengenai solusi apa yang ia pernah terapkan dulu dan akibatnya harus melakukan analisis dari awal kembali. Di sinilah fungsinya suatu *Knowledge Management* (KM) untuk menjaga agar *knowledge* yang berharga dari suatu organisasi dapat digunakan kembali ataupun tidak hilang dikarenakan beberapa hal seperti pergantian pegawai dan sebagainya [2].

Knowledge Management atau manajemen pengetahuan merupakan upaya untuk meningkatkan kemampuan organisasi dalam mengelola aset intelektualnya yaitu pengetahuan dan pengalaman yang ada. Tujuannya tentu saja adalah memanfaatkan aset tersebut untuk mencapai kinerja organisasi yang lebih baik [3]. Adapun tujuan yang ingin dicapai pada perancangan *Knowledge Management System* (KMS) untuk penanganan kegagalan akuisisi telemetri satelit ini adalah: (1) menyediakan media diseminasi dokumentasi *user manual* dan kasus-kasus yang pernah terjadi yang lebih terstruktur dan mudah untuk diakses; (2) menyimpan *knowledge* dan pengalaman yang dimiliki pegawai di dalam suatu *knowledge management system*, agar pengetahuan di unit tersebut tidak hilang ketika terjadi perpindahan atau rotasi pegawai; (3) mendukung suatu budaya *knowledge sharing* atau saling berbagi pengetahuan yang difasilitasi sebuah sistem yang mapan.

Sedangkan manfaat yang diharapkan dari proyek ini adalah: (1) melalui implementasi *knowledge sharing* pada *knowledge management*, operator diharapkan dapat memperoleh bekal pengetahuan dalam menangani kasus

berdasarkan pemahaman yang cukup terhadap *user manual* dan pengalaman-pengalaman menangani kasus sebelumnya; (2) mengurangi waktu yang dibutuhkan oleh *operator* dan tim analis telemetri dalam menyelesaikan kasus dengan menggunakan solusi yang sebelumnya sudah pernah ditemukan; (3) meminimalkan waktu dari *operator* dan tim analis dalam memberi training *operator* baru dengan memberikan akses *user manual* dan *knowledge base* yang ada pada aplikasi.

Masalah dalam pembahasan ini dibatasi pada lingkup unit kerja akuisisi telemetri di fasilitas stasiun bumi LAPAN. Masalah-masalah tersebut dapat dirumuskan dengan (1) bagaimanakah caranya agar bebagai *user manual* dan dokumen-dokumen lainnya, serta solusi dari kasus-kasus kesalahan yang pernah terjadi dapat didokumentasikan dan didistribusikan kepada semua *operator*; (2) bagaimana cara agar setiap masalah yang terjadi dapat lebih mudah dipantau dan dikelola (*monitoring and managing*) dan dapat diselesaikan secepatnya; (3) bagaimanakah cara menjaga agar *knowledge* yang dimiliki oleh unit kerja tidak hilang karena adanya pergantian atau rotasi pegawai; (4) bagaimanakah cara memotivasi pegawai baik untuk meningkatkan *knowledge*-nya sendiri ataupun berbagi *knowledge* yang dimilikinya dengan rekan kerja yang lain dalam sebuah tim yang solid.

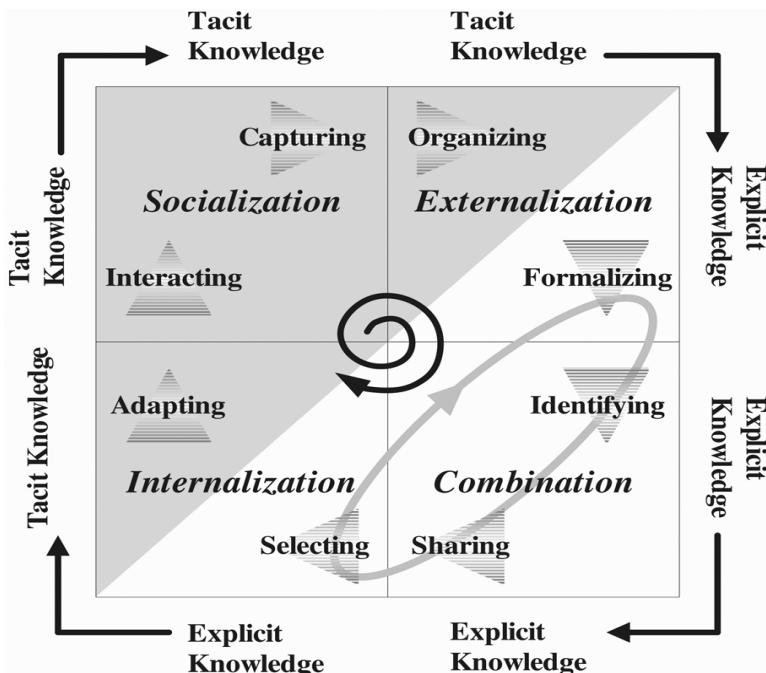
2. METODOLOGI

Perancangan *knowledge management system* dalam mengelola toleransi kesalahan pada akuisisi telemetri satelit di LAPAN ini dilakukan dengan mengikuti metodologi sebagai berikut:

1. Melakukan pengamatan dan wawancara terkait aktivitas akuisisi telemetri satelit di LAPAN serta telaah terhadap berbagai dokumen yang mendukung kajian ini
2. Melakukan pemodelan aktivitas penanganan kesalahan pada akuisisi telemetri dengan menggunakan *Bussiness Process Model and Notation (BPMN)*.
3. Mengidentifikasi berbagai komponen KMS dalam mengelola toleransi kesalahan.
4. Mendefinisikan proses kreasi dan transformasi pengetahuan (*knowledge creation and transformation*) berdasarkan Model Nonaka (Model SECI) dalam manajemen kesalahan pada akuisisi telemetri ini.
5. Berdasarkan identifikasi proses kreasi dan transformasi pengetahuan kemudian dilakukan perancangan *knowledge management system* yang sesuai dengan budaya unit kerja tersebut.

3. TINJAUAN PUSTAKA

Ikujiro Nonaka membuat formulasi proses kreasi dan transformasi *knowledge* yang terkenal dengan sebutan SECI atau *Knowledge Spiral*. Nonaka memodelkan proses penciptaan pengetahuan secara terus menerus, yang memungkinkan analisis dan evaluasi terhadap aliran yang ada di dunia nyata. Model tersebut merupakan kerangka kerja dalam penciptaan pengetahuan berdasarkan aktivitas yang melibatkan pengetahuan terpendam dan pengetahuan teraktualisasi [4]. Pada konsep ini dijelaskan bahwa pengetahuan itu mengalami siklus dengan tahapan *Socialization – Externalization – Combination – Internalization* yang digambarkan berbentuk spiral. Ilustrasi proses SECI tersebut dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1. Proses kreasi dan transformasi *knowledge* menurut model Nonaka [5]

1. Proses sosialisasi (*socialization*), merupakan proses berbagi pengetahuan terpendam (*tacit knowledge*) dengan cara berbagi pengalaman yang sama melalui aktivitas bersama seperti tinggal, meluangkan waktu atau berada pada lingkungan yang sama. Proses ini sering dilupakan karena minimnya sistem yang mendukung interaksi positif antar *stakeholder*. Minimnya fasilitas komunikasi antar *stakeholder* membuat seorang pegawai tidak bisa belajar dari orang lain yang mungkin lebih berpengalaman pada suatu pekerjaan. Proses sosialisasi membuat pengetahuan tiap

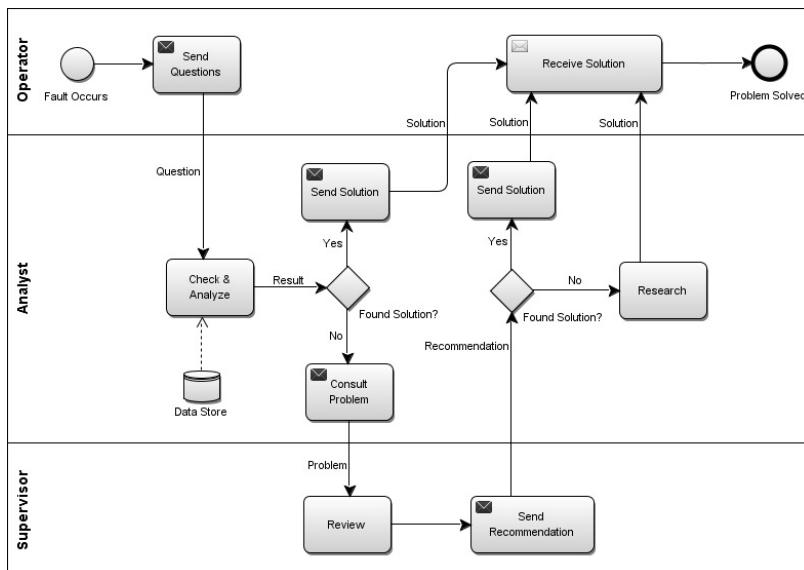
stakeholder terasa sehingga kemampuannya akan mengalami peningkatan. Pada proses ini pendekatan personal memainkan peranan yang cukup besar terhadap kesuksesan proses transformasi *knowledge*.

2. Proses eksternalisasi (*externalization*), yaitu mengubah *tacit knowledge* menjadi *explicit knowledge*. Hal ini bisa dilakukan dengan menuliskan *know-how* dan pengalaman yang didapatkan dalam bentuk tulisan artikel atau bahkan buku apabila perlu. Tulisan-tulisan tersebut akan sangat bermanfaat bagi pegawai lain yang akan mengikuti pada masa-masa berikutnya.
3. Proses kombinasi (*combination*), yaitu memanfaatkan *explicit knowledge* yang ada untuk diimplementasikan menjadi *explicit knowledge* lain. Proses ini sangat berguna untuk meningkatkan skill dan produktifitas diri sendiri. *Explicit knowledge* yang ada bisa dihubungkan dan dikombinasikan menjadi *explicit knowledge* baru yang lebih bermanfaat.
4. Proses internalisasi (*internalization*), yakni menjadikan *explicit knowledge* sebagai inspirasi datangnya *tacit knowledge*. Dari keempat proses yang ada, mungkin hal ini yang paling sering dilakukan. Proses ini dalam istilah keseharian disebut sebagai *learning by doing*. Berdasarkan referensi dari manual dan buku, seorang pegawai yang mencoba dan mulai bekerja akan menemukan pengalaman baru, pemahaman baru dan *know-how* baru yang mungkin tidak didapatkan dari sekedar membaca buku tersebut.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. PEMODELAN MANAJEMEN KEGAGALAN AKUISISI TELEMETRI DENGAN MENGGUNAKAN BPMN

Bussiness Process Model and Notation (BPMN) adalah representasi grafis untuk menentukan proses bisnis dalam suatu pemodelan proses bisnis. Tujuan utama dari BPMN adalah menyediakan suatu notasi standar yang mudah dipahami oleh semua pemangku kepentingan bisnis. Berdasarkan hasil wawancara dan telaah berbagai laporan teknis pada kegiatan akuisisi telemetri satelit di LAPAN, maka manajemen kesalahan dalam akuisisi telemetri satelit tersebut dapat dimodelkan dengan menggunakan BPMN dalam suatu *swimlane* seperti yang terlihat pada Gambar 2.



Gambar 2. *Business process modeling* penanganan kegagalan akuisisi telemetri

Pada kondisi terjadi suatu kegagalan, *operator* akan mengirimkan masalah tersebut via pesan tertulis atau *e-mail* untuk dicarikan solusinya. Kemudian *analyst* akan memeriksa dan menelaah kasus yang dikirimkan. Jika *analyst* sudah langsung mengetahui solusinya maka solusi tersebut dikirimkan kepada *operator*. Jika solusi tersebut dapat digunakan untuk menyelesaikan permasalahan yang terjadi, maka kasus terpecahkan dan selesai. Namun jika *analyst* tidak mengetahui solusinya, maka ia akan bertanya dan mengkonsultasikan masalah tersebut kepada *supervisor*. *Supervisor* akan memberikan masukan dan saran dari pemecahan masalah.

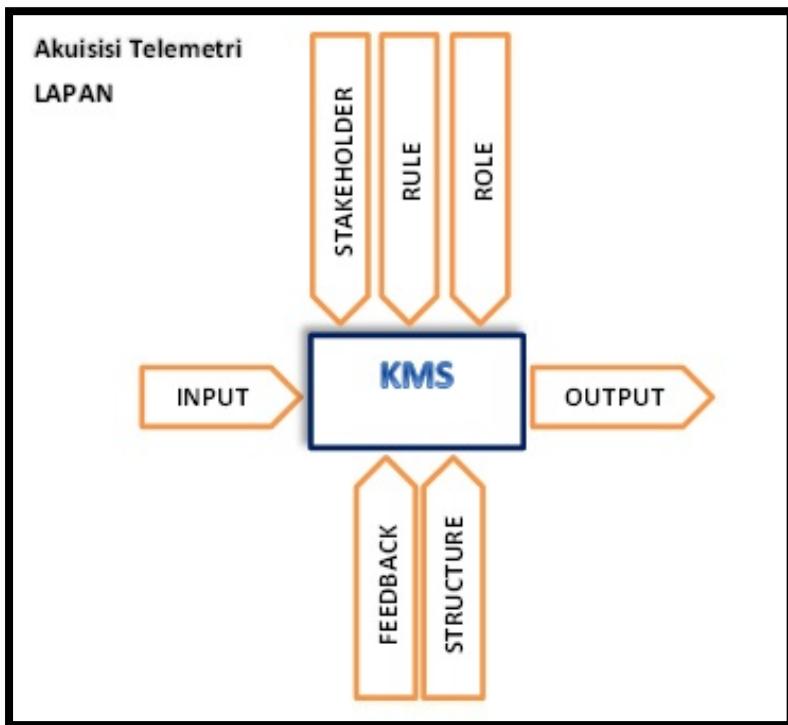
Jika solusi yang diberikan oleh *supervisor* dapat memecahkan masalah, maka kasus terpecahkan dan selesai. Namun jika solusi tersebut tidak sesuai atau *supervisor* sendiri belum pernah menangani kasus serupa maka permasalahan tersebut akan menjadi topik baru untuk dilakukan riset agar dapat ditemukan solusi untuk permasalahan baru tersebut. Solusi yang dihasilkan dari riset akan dikirimkan kepada *operator* sebagai jawaban dari permasalahannya.

Kelemahan utama dari prosedur penanganan masalah yang berjalan sekarang adalah solusi yang didapatkan dari hasil riset tidak didokumentasikan sehingga jika terjadi kasus serupa sulit untuk mencari referensinya. Hal ini yang mendorong diajukannya perancangan *knowledge management system*.

4.2. IDENTIFIKASI KOMPONEN KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM BESERTA PROSES KREASI DAN TRANSFORMASI KNOWLEDGE

KMS mengacu ke suatu kelompok yang berbasis teknologi maupun fungsi non-teknis yang memfasilitasi proses penemuan, integrasi, *sharing* atau distribusi *knowledge* yang dibutuhkan oleh organisasi untuk memenuhi tujuannya. Hal ini merupakan bagian dari

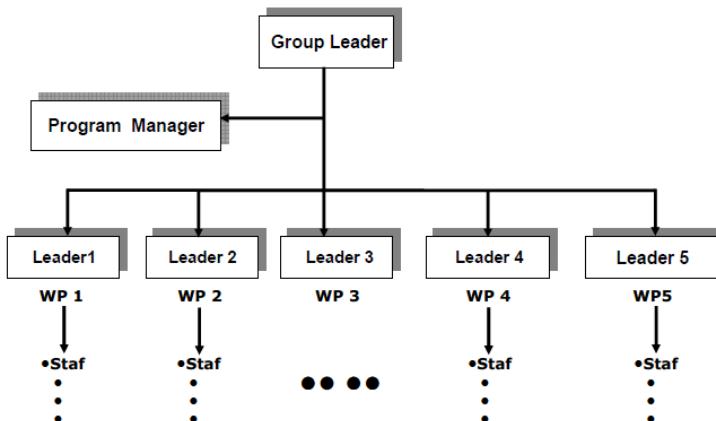
inisiatif atau strategi untuk meningkatkan pemanfaatan modal intelektual organisasi. Perancangan KMS ini dimulai dengan proses identifikasi komponen-komponen yang membangunnya. Komponen-komponen penting yang membangun KMS ini terdiri atas: *stakeholder*, *input*, *role*, *rule*, umpan balik, struktur, dan *output* seperti yang diilustrasikan pada Gambar 3.



Gambar 3. Komponen KMS dalam akuisisi telemetri satelit LAPAN

Pada proses identifikasi, komponen KMS ini perlu dipertimbangkan hirarki pekerjaan di unit kerja yang bersangkutan. Salah satu pola kerja fungsional yang diterapkan di unit kerja fasilitas stasiun bumi untuk akuisisi

telemetri satelit LAPAN adalah menggunakan organisasi fungsional kerekayasaan. Organisasi Fungsional Kerekayasaan merupakan organisasi kerja yang memiliki hirarki untuk mewadahi pelaksanaan pekerjaan perkaya yang bersifat *team work* dengan pola matriks berdasarkan bidang keilmuan/ keahlian dengan kegiatan. Organisasi ini mendeskripsikan secara jelas peran dan tugas seorang pejabat perekayasa yang didefinisikan dalam struktur pekerjaan yang terbagi dalam beberapa bagian menurut bidang keilmuan atau kegiatan yang berbeda. Struktur pekerjaan dimaksud adalah Struktur Rincian Kerja atau *Work Breakdown Structures* (WBS) yang terdiri dari minimal 2 paket kerja atau *Work Package* (WP). Organisasi fungsional kerekayasaan paling kecil terdiri hanya dari satu WBS. Organisasi program ini dipimpin oleh seorang *Group Leader* yang sekaligus bertindak sebagai *Chief Engineer* dan dibantu oleh seorang *Program Manager* [6]. Bagan organisasi fungsional kerekayasaan yang terdiri dari satu WBS dapat dilihat pada Gambar 4.



Gambar 4. Struktur organisasi kerekayasaan terkecil

Berdasarkan pemodelan proses bisnis pada Gambar 2 dan struktur organisasi kerekayasaan di unit fasilitas

stasiun bumi LAPAN maka komponen KMS pada penanganan kesalahan akuisisi telemetri di LAPAN secara lebih rinci didefinisikan sebagai berikut:

1. **Stakeholder:** *operator, analyst* dan *supervisor*
2. **Input**, yang terdiri atas:
3. **User Manual**, berbagai dokumen panduan semua peralatan yang dilibatkan dalam proses akuisisi telemetri
4. **Technical Note**, catatan teknis yang dibuat oleh *operator* yang sudah di-*approve* dan dipublikasikan oleh *supervisor*
5. **Technical Report**, laporan teknis hasil sebuah riset dan pengujian yang dibuat oleh *analyst* yang sudah di-*approve* dan dipublikasikan oleh *supervisor*
6. **Technical Documentation**, dokumen teknis yang ditulis dan dipublikasikan oleh *supervisor* untuk menjawab berbagai persoalan operasi ataupun hasil kajian untuk mengantisipasi berbagai permasalahan yang mungkin akan terjadi
7. **Role**, yang meliputi :
 - a. **Staff**, peran yang dimiliki oleh *operator*, tugas utamanya adalah melakukan *knowledge capturing* agar dapat menjalankan operasi akuisisi telemetri dengan baik.
 - b. **Leader**, peran yang melekat pada *analyst*, berfungsi membantu *staff* dalam *knowledge transformation* dan membantu *expert* dalam *knowledge creation*.
 - c. **Group Leader/ Expert**, peran *supervisor*, sumber utama dan pengarah dalam *knowledge creation* serta memberikan pengesahan

terhadap konten *knowledge* baru yang dianggap layak yang diusulkan oleh *operator* maupun *analyst*.

8. Rule, yang meliputi :

- a. **Rule1:** proses input hanya boleh dilakukan oleh *supervisor* yang dianggap sebagai *expert* sehingga memiliki jaminan terhadap kualitas *knowledge* dalam KMS.
- b. **Rule2:** semua *stakeholder* diberi akses untuk membaca dan menelaah semua *knowledge* yang terdapat dalam *knowledge base*.
- c. **Rule3:** *operator* maupun *analyst* dapat menambah konten atau mengajukan pembaruan dalam *knowledge base* setelah di-*approve* dan dipublikasikan oleh *supervisor*.

9. Feedback/ Umpam Balik, semua *stakeholder* dapat memberikan umpan balik terhadap KMS melalui *supervisor* sehingga akan terjadi perbaikan secara terus menerus terhadap KMS yang sudah ada.

10. Struktur, pada KMS ini *supervisor* merupakan penanggung jawab sekaligus *expert*, *analyst* merupakan asisten *supervisor* sementara *operator* merupakan pengguna utama KMS sekaligus pelaksana di lapangan.

11. Output, seperangkat solusi yang berupa prosedur-prosedur dalam mengatasi permasalahan yang dihadapi oleh *operator* dalam menjalankan operasi akuisisi telemetri.

Berbagai komponen KMS tersebut harus dirancang sehingga *knowledge creation and transformation* berdasarkan model Nonaka dapat dijalankan secara efektif. Aktivitas *knowledge creation and transformation* yang

diharapkan terjadi secara intensif dalam sistem ini antara lain:

a. Sosialisasi (*Tacit – Tacit*)

- Membiasakan *operator* bersosialisasi dengan rekan kerja dan aktif dalam membangun relasi antar mereka.
- Memfasilitasi *operator* bekerja sama dalam melakukan tugas dan bertukar pikiran diantara mereka dengan tujuan untuk memecahkan masalah yang dihadapi.
- Membangun komunikasi yang baik antara *operator* dan *analyst* maupun *analyst* dengan *supervisor* sehingga dapat bekerjasama dalam memecahkan masalah yang dihadapi.

b. Externalisasi (*Tacit – Explicit*)

- Setiap *stakeholder* dapat mengusulkan prosedur kerja yang efisien terhadap berbagai permasalahan yang dihadapi
- Setiap *stakeholder* dapat memberikan umpan-balik (*feedback*) terhadap KMS yang sudah terbangun berdasarkan pengalaman riil yang dihadapi
- *Supervisor* melakukan *review* dan mempublikasikan berbagai usulan dan umpan balik yang dianggap layak berdasarkan kepakaran dan pengalaman yang dimilikinya
- *Supervisor* difasilitasi untuk menuliskan *know-how* dan berbagai pengalaman serta membuat arahan-arahan teknis yang tertulis terhadap berbagai masalah yang dihadapi maupun antisipasi permasalahan yang mungkin terjadi di masa yang akan datang

- *Supervisor* difasilitasi harus memberikan rekomendasi tertulis terhadap riset dan pengujian yang harus dilakukan untuk menjawab permasalahan maupun untuk pengembangan sistem

c. Kombinasi (Explicit – Explicit)

- *Analyst* membuat laporan tertulis terhadap hasil telaah berbagai kasus yang pernah terjadi untuk membantu *operator* memecahkan masalah yang dihadapi
- *Analyst* membuat laporan teknis setelah melakukan riset dan pengujian berdasarkan rekomendasi *supervisor* terhadap berbagai topik baru dalam operasi
- *Supervisor* dapat merangkum berbagai *technical notes* yang dibuat oleh beberapa *operator* serta mengintegrasikan berbagai *technical report* yang dibuat oleh *analyst* menjadi sebuah dokumen utuh yang memiliki bobot *knowledge* lebih besar

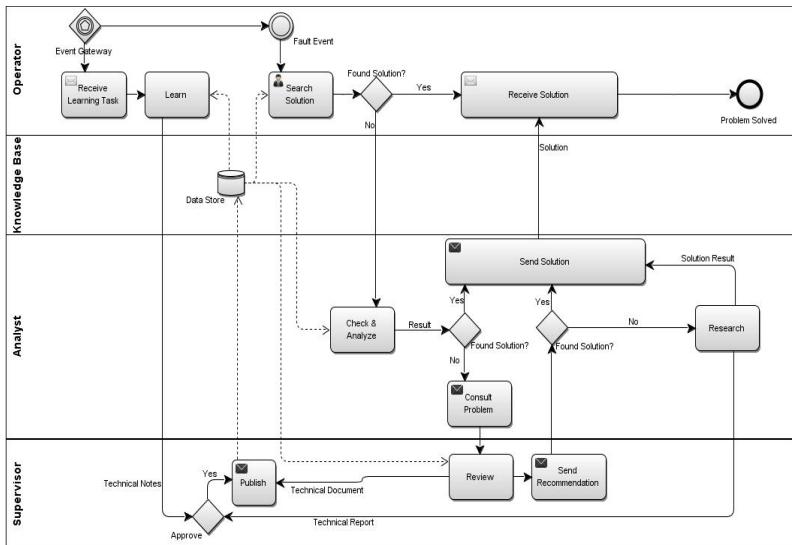
d. Internalisasi (Explicit – Tacit)

- *operator* harus menjalankan prosedur kerja yang terdapat di *knowledge base* untuk mengatasi masalah yang mereka hadapi
- *Analyst* harus melakukan riset dan pengujian yang direkomendasikan *supervisor* untuk meningkatkan skill, *know-how* dan pengalamannya yang dimilikinya.

4.3. RANCANGAN KNOWLEDGE MANAGEMENT SYSTEM PENANGANAN KESALAHAN DALAM AKUISISI TELEMETRI

KMS untuk penanganan kesalahan dalam akuisisi telemetri ini disusun berdasarkan komponen-komponen KMS yang didefinisikan dalam pembahasan sebelumnya yang mampu memfasilitasi proses *knowledge creation and transformation* dengan baik. Persyaratan tersebut dapat dipenuhi dengan menambahkan *knowledge base* dan aktivitas *learn* pada sistem yang sudah ada [2]. Disamping itu, semua solusi teknis harus didokumentasikan dengan baik agar bisa disimpan pada *knowledge base* untuk digunakan kembali pada masa-masa berikutnya. Gambar 5 menunjukkan rancangan manajemen kegagalan akuisisi telemetri satelit yang didukung oleh KMS.

Pada proses *learn operator* dapat membaca dan mempelajari *knowledge* yang disimpan pada *knowledge base*. Jika *operator* mempunyai informasi atau pengetahuan yang ingin di-share mereka dapat menambahkan artikel atau komentar atas suatu artikel yang ditulis dalam sebuah *technical notes*. Artikel atau komentar tersebut akan melalui proses *approval* oleh *supervisor*. Jika artikel atau komentar di-*approve* maka akan di-*publish* dan disimpan di dalam *knowledge base* sehingga *operator* lain dapat membacanya.

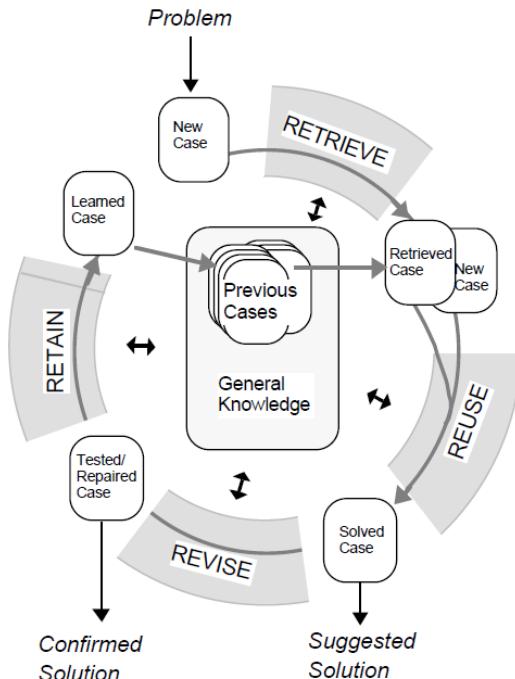


Gambar 5. Rancangan manajemen kegagalan akuisisi telemetri yang didukung KMS

Proses penanganan masalah atau kasus, yaitu ketika terjadi suatu peristiwa kesalahan *operator* dapat mencari solusinya terlebih dahulu pada *knowledge base*. *Knowledge base* kemudian akan menampilkan hasil pencarian. Jika solusi yang ditemukan pada *knowledge base* sesuai, maka kasus tersebut terselesaikan. Namun jika tidak ditemukan solusi yang sesuai, *operator* dapat mengirimkan pertanyaannya melalui aplikasi KM. Pertanyaan atau masalah tersebut akan dikirimkan kepada *analyst* untuk diperiksa dan ditelaah dalam *check & analyze task*. Jika *analyst* sudah langsung mengetahui solusinya maka solusi tersebut dikirimkan kepada *operator*. Jika solusi tersebut sesuai maka kasus terpecahkan dan selesai. Jika *analyst* belum mengetahui solusinya, maka ia harus mengeksplorasi secara lebih dalam pada *knowledge base* apakah kasus serupa pernah terjadi dan sudah ada solusinya. *Knowledge base* kemudian akan menampilkan hasil pencarian. Jika

solusi yang ditemukan pada *knowledge base* sesuai, maka kasus tersebut terselesaikan. Namun jika tidak ditemukan solusi yang sesuai maka akan dikonsultasikan dengan *supervisor*.

Pendekatan penyelesaian masalah yang dilakukan *analyst* dalam *check & analyze task* ini dapat mengadopsi pendekatan *Case Based Reasoning (CBR)* sebagaimana diilustrasikan pada Gambar 6. CBR bekerja dengan mencocokkan suatu masalah baru dengan kasus-kasus yang terdapat dalam database historis dan kemudian menyesuaikan solusi yang sudah berhasil sebelumnya dengan situasi terkini [7].

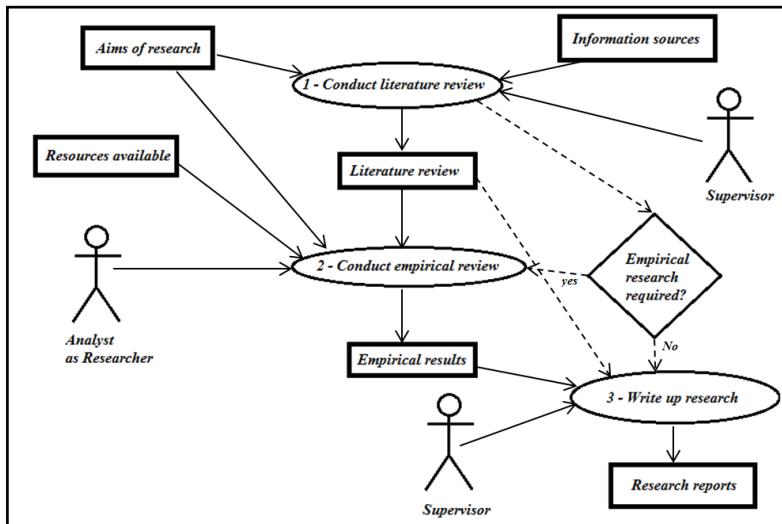


Gambar 6. Siklus Case Based Reasoning dalam menyelesaikan masalah [8]

Supervisor akan merekomendasikan suatu solusi jika mereka mengetahui pemecahan suatu masalah dan mengirimkan solusi tersebut kepada *analyst* untuk diteruskan kepada *operator*. Solusi-solusi yang dihasilkan oleh *supervisor* ini didokumentasikan dalam bentuk *technical document* untuk dipublikasikan dan disimpan dalam *knowledge base*. Namun jika kasus tersebut merupakan hal yang belum pernah terjadi atau belum pernah diantisipasi sebelumnya maka akan menjadi topik baru untuk dicari solusinya dengan melakukan riset dan testing pada aplikasi dummy.

Kegiatan *Review* dan *Research* yang dilakukan oleh *supervisor* dan *analyst* untuk mendapatkan *knowledge* baru tersebut dapat dilihat pada *process map* Gambar 7. *Process map* menunjukkan input, output, sumberdaya, *roles*, dan keputusan yang terkait dalam setiap proses atau pekerjaan dalam ruang lingkupnya. *Process map* merepresentasikan informasi bagaimana dan kapan suatu tugas atau aktivitas dikerjakan [7].

Hasil riset sebagai jawaban dari permasalahan akan dikirimkan kepada *operator*. Hasil riset juga akan disimpan ke dalam *knowledge base* dalam bentuk *technical report*, namun sebelumnya harus melewati proses *approval* dari *supervisor*. Hasil riset yang di-*approve* oleh *supervisor* akan dipublikasikan dan disimpan di dalam *knowledge base*.



Gambar 7. Process Map penggalian knowledge baru

Kelebihan dari rancangan KMS yang diajukan dalam makalah ini antara lain solusi yang dihasilkan dari riset disimpan dan dapat diakses kembali bilamana dibutuhkan. Adanya *knowledge* yang tersimpan dan diorganisasikan pada *knowledge base* akan memotivasi *operator* untuk lebih aktif baik dalam *knowledge sharing* dengan berpartisipasi menambahkan artikel ataupun lebih berinisiatif untuk mencari sendiri solusi dari kasusnya.

5. KESIMPULAN

Penanganan kesalahan dalam akuisisi telemetri satelit membutuhkan dukungan *knowledge management* agar permasalahan tersebut dapat segera diatasi dan diantisipasi *operator* dengan baik. Dukungan *knowledge management* ini dapat dipenuhi dengan merancang *Knowledge Management System* (KMS) yang menjamin proses *knowledge creation and transformation* berjalan secara

efektif. KMS ini dibangun dengan menambahkan *knowledge base* dan fungsi *learn* yang memfasilitasi *operator* untuk mendapatkan akses ke bagian pengetahuan yang tepat pada saat dibutuhkan baik yang bersumber dari *user manual* maupun kasus-kasus beserta solusi yang didapat sebelumnya. KMS ini diperkaya dengan aktivitas *review* dan *research* yang dilakukan oleh *supervisor* dan *analyst* sehingga dapat terus berkembang dan mengalami penyempurnaan dari waktu ke waktu.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Bamgboye, O., O., et al. A Fault Tolerant Model for Distributed Knowledge Management System. *African Journal of Computing & ICT*, Volume 5. No.5, September 2012. IEEE. ISSN: 2006-1781.
- [2] Gema, et al. Perancangan Prototype Aplikasi Knowledge Management pada Divisi Management Automation Information untuk Mendukung Oracle Financial pada Orang Tua Group. *CommIT*, Vol. 4 No. 2, hal. 90-97, Oktober 2010.
- [3] Febriantoro, Wicaksono. Business Process Oriented Knowledge Management System Design. *Jurnal Teknologi Informasi dan Komunikasi*, Vol. 1 No. 1, Desember 2012.
- [4] Karma, A., Sembiring, J. Knowledge Management System Berbasis Model Seci, Studi Kasus: Puslitbang Sumber Daya Air. *Kolokium Hasil Litbang Sumber Daya Air 2012*, http://jurnalsi.url.ph/wp-content/uploads/2014/01/Ade-Karma_Proker-Makalah-Model-Seci1_4.pdf, diunduh tanggal 17 Juli 2013
- [5] Mark, K. T. *Barrier to External Knowledge Transfer between Sweden and Uganda – A Case about Development Projects*. Master Thesis within Business Administration. Jönköping International Business School. 2009

- [6] Kepala BPPT. Petunjuk Teknis Jabatan Fungsional Perekayasa. Lampiran Keputusan Kepala Badan Pengkajian Dan Penerapan Teknologi Nomor 01/Kp/Bppt/I/2009. Bppt. 2009
- [7] Rhem, Anthony J. *UML for Developing Knowledge Management System*. Auerbach Publication. ISBN 0-203-49245-5
- [8] Aamodt, A. Case-Based Reasoning: Foundational Issues, Methodological Variations, and System Approaches. *AI Communications*, Vol. 7, No. 1, hal. 39-59 March 1994.
- [9] Jhawar, R., et al. *Fault Tolerant Management in Cloud Computing: A System-Level Perspective*. IEEE. 2013.
- [10] Barsyam, Suriadi. *Program Manual: Program Pengembangan Subsystem Satelit* Pusteksat. Pusteksat-LAPAN. 2012.
- [11] Thierauf, R., J. *Knowledge Management Systems for Business*. Quorum Book. ISBN: 1-56720-218-7.
- [12] Smith, E., A. The role of tacit and explicit knowledge in the workplace. *Journal of Knowledge Management*, Vol. 5, No. 4, . hal. 311-321, 2001. ISSN: 1367-3270.

**PEMBUATAN KATALOG BINTANG UNTUK
APLIKASI STAR SENSOR MENGGUNAKAN
METODE MAGNITUDE FILTERING**

***STAR CATALOG CONSTRUCTION FOR STAR
SENSOR APPLICATION USING MAGNITUDE
FILTERING METHOD***

Muhammad Arif Saifudin

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN
arif.saifudin@lapan.go.id

Abstrak

Sensor bintang adalah sensor sikap satelit yang paling akurat di antara sensor satelit lainnya. Akurasi dan kecepatan dari sensor bintang salah satunya ditentukan oleh algoritma pengenalan pola bintang yang diterapkan di mana proses kerjanya memerlukan referensi katalog bintang. Permasalahannya adalah katalog bintang berukuran besar dan berpengaruh terhadap waktu proses pencarian. Teknik yang umum dan sederhana untuk mengurangi jumlah bintang adalah dengan *Magnitude Filtering Method* (MFM) yaitu mengurangi data bintang berdasarkan nilai magnitudo tertentu. Hasil pengujian Simulasi Monte Carlo diperoleh kandidat katalog bintang dengan jumlah bintang sebanyak 760 dengan tingkat keberhasilan 92%.

Kata kunci: Metode *Magnitude Filtering*, Katalog Bintang, Sensor Bintang, Simulasi Monte carlo

Abstract

Star Sensor is the most accurate of attitude satellite sensor among others. Accuracy and speed of star sensor depend on implementation of star pattern recognition algorithm that is its work process needs reference of a star catalog. The problem is a large of star catalog affected speed of searching process. Common simple technique to reduce number of star is using Magnitude Filtering Method (MFM) that reduces the stars based on a certain magnitude threshold. Monte Carlo simulation resulted the candidate star catalog with the number of stars 760 with a success rate of 92%.

Keywords: *Magnitude Filtering Method, Star Catalogue, Star Sensor, Monte Carlo Simulation*

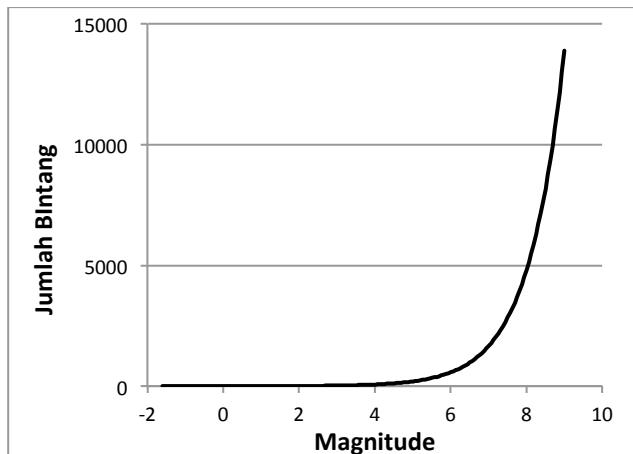
1. PENDAHULUAN

Pengendalian sikap satelit merupakan hal yang penting untuk menjamin bahwa satelit dapat memenuhi misi yang dijalankannya. Pengendalian sikap satelit akan dapat dilakukan jika telah diketahui dinamika satelit tersebut. Untuk membantu mengetahui dinamika sikap satelit, maka diperlukan suatu alat deteksi atau sensor yang mengukur dinamika satelit tersebut dalam hal ini adalah sensor referensi. Dari berbagai sensor referensi yang digunakan satelit seperti sensor horizon, sensor matahari, sensor bintang, magnetometer, dan GPS, maka sensor bintang (*star sensor*) merupakan sensor sikap satelit yang paling akurat [1-4]. Cara kerja sensor bintang adalah melakukan perhitungan posisi bintang dari citra yang ditangkap oleh sensor. Pada umumnya star sensor menggunakan kamera yang terdiri atas bagian optik (lensa dan *baffle*) dan sebuah *chip* sensor (pada umumnya berbasis CCD atau CMOS). Secara sederhana, sensor

menangkap citra bintang yang masuk dalam *field of view* (FOV)-nya. Citra bintang yang ditangkap *chip* sensor akan diekstraksi. Kemudian, berdasarkan hasil ekstraksi tersebut, proses pengenalan pola bintang dilakukan. Proses pengenalan pola bintang tersebut melibatkan suatu database bintang sebagai petunjuk/pemandu (*reference stars*) atau disebut juga sebagai katalog bintang. Jika pola yang tertangkap pada sensor identik atau, dengan kata lain, ditemukan pada katalog bintang tersebut, maka proses pengenalan berhasil.

Algoritma pengenalan pola bintang telah banyak dikembangkan, seperti metode yang berbasis geometri seperti Oriented Triangles [5], Planar Triangle [6], dan Geometric Voting [7]. Sebagaimana telah disebutkan di atas, metode pengenalan pola bintang yang digunakan membutuhkan sebuah referensi atau basis data bintang yang disebut sebagai katalog bintang. Katalog bintang berisi data informasi bintang yang disusun berdasarkan metode tertentu dari katalog dasar. Permasalahan yang dihadapi adalah katalog dasar memuat ribuan bahkan jutaan data bintang. Jika data bintang yang digunakan sangat banyak, maka proses identifikasi pola bintang akan membutuhkan waktu yang relatif lama, sementara penentuan sikap satelit membutuhkan waktu yang relatif cepat. Di samping terdapat masalah keterbatasan memori pada hardware, sehingga jumlah bintang yang digunakan dalam katalog harus efisien. Untuk itu perlu dilakukan proses reduksi jumlah bintang dari katalog dasar. Teknik reduksi yang umum digunakan dan sederhana adalah dengan Metode Penapis Magnituda (Magnitude Filtering Method/MFM) [8]. MFM akan mereduksi jumlah bintang berdasarkan nilai magnituda tertentu sesuai dengan tingkat sensitivitas sensor. Metode ini tepat digunakan jika metode pengenalan bintang yang digunakan mengandalkan nilai kecerahan bintang. Gambar 1 menunjukkan grafik jumlah bintang terhadap magnituda yang merepresentasikan tingkat

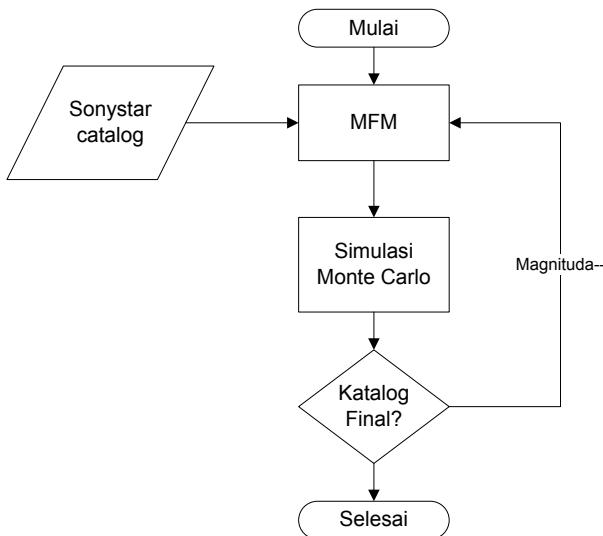
kecerahan (brightness) sejumlah bintang. Terlihat bahwa makin tinggi nilai magnitudo, maka jumlah bintang akan naik secara



Gambar 1. Magnituda terhadap jumlah bintang

2. METODOLOGI

Metodologi penelitian yang dilakukan adalah pertama melakukan MFM dari katalog dasar berdasarkan sensitivitas sensor, kemudian melakuan simulasi monte carlo dari setiap langkah MFM yang dilakukan. Proses akan berhenti jika diperoleh jumlah seminimal mungkin dengan tingkat akurasi $> 90\%$, dengan jumlah minimal 3 bintang dari setiap FOV yang dibangkitkan. Metodologi penelitian tersebut ditampilkan dalam diagram alir pada Gambar 2.



Gambar 2. Metodologi penelitian

2.1. KATALOG DASAR

Katalog dasar yang digunakan adalah sonystar katalog yang berisi data sekitar 14056 bintang yang disusun berdasarkan magnitudanya dan diurutkan dari bintang dengan magnitudo paling terang. File katalog ini berekstensi *.bin* (*binary file*) dan datanya ditulis dalam format heksadesimal *little-endian*. Format dalam katalog sonystar diberikan pada Sedangkan contoh data bintang dalam katalog sonystar ditunjukkan pada Gambar 3.

Tabel 1. Format katalog Sonystar

Byte	Tipe Data	Keterangan
0-3	Float	Right Ascension (rad)
4-7	Float	Declination (rad)
8-11	Float	Unit vector x
12-15	Float	Unit vector y

16-19	Float	Unit vector z
20	Signed Char	Magnitude [1/10 mag]
21-24	Char	NA

ID	RA[deg]	DE[deg]	x	y	z	mag
1	101.2872	-16.7161	-0.1875	0.9392	-0.2876	-1.6
2	95.9883	-52.6957	-0.0632	0.6027	-0.7954	-0.9
3	219.9007	-60.8354	-0.3739	-0.3126	-0.8732	0.1
4	279.2347	38.7837	0.1251	-0.7694	0.6264	0.1
5	79.1723	45.9981	0.1305	0.6823	0.7193	0.2
6	213.9154	19.1824	-0.7838	-0.5270	0.3286	0.2
7	78.6345	-8.2017	0.1951	0.9704	-0.1427	0.3
8	114.8255	5.2250	-0.4181	0.9038	0.0911	0.5
9	88.7930	7.4071	0.0209	0.9914	0.1289	0.6
10	24.4289	-57.2367	0.4927	0.2238	-0.8409	0.6
11	210.9561	-60.3730	-0.4239	-0.2543	-0.8693	0.9
12	297.6958	8.8684	0.4592	-0.8748	0.1542	0.9
13	247.3519	-26.4320	-0.3448	-0.8264	-0.4451	1.1
14	68.9802	16.5093	0.3439	0.8950	0.2842	1.1
15	116.3289	28.0262	-0.3915	0.7912	0.4699	1.2
16	201.2983	-11.1613	-0.9141	-0.3564	-0.1936	1.2
17	344.4128	-29.6223	0.8373	-0.2336	-0.4943	1.3
18	310.3580	45.2804	0.4556	-0.5362	0.7106	1.3
19	152.0930	11.9672	-0.8645	0.4579	0.2074	1.3
20	191.9304	-59.6887	-0.4938	-0.1043	-0.8633	1.5
21	104.6565	-28.9721	-0.2214	0.8464	-0.4844	1.6
22	113.6500	31.8885	-0.3406	0.7778	0.5283	1.6
23	187.7915	-57.1132	-0.5380	-0.0736	-0.8397	1.6
24	186.6498	-63.0990	-0.4494	-0.0524	-0.8918	1.6
25	193.5073	55.9599	-0.5443	-0.1307	0.8286	1.7
26	263.4023	-37.1038	-0.0916	-0.7923	-0.6033	1.7

Gambar 3. Contoh data dalam katalog Sonystar

2.2. SIMULASI MONTE CARLO

Simulasi Monte Carlo adalah simulasi dengan metode pengambilan data *sampling* statistik yang distribusinya telah didefinisikan dalam rangka memperoleh model/representasi atas data faktual. Salah satu kegunaan metode Monte Carlo yang dapat digunakan adalah membangkitkan obyek acak dan memprosesnya dalam rangka mengetahui perilakunya [11]. Dalam hal ini bilangan-bilangan acak dibangkitkan dengan bantuan komputer. Bilangan acak yang dibangkitkan tidak benar-benar acak melainkan bilangan acak semu (*pseudorandom number*). Disebut bilangan acak semu karena bilangan acak tersebut diperoleh melalui suatu algoritma yang menggunakan rumus matematika tertentu. Secara sederhana dapat dikatakan bahwa bilangan acak tersebut merupakan tabel yang berisi urutan angka yang telah dihitung sebelumnya dan akan muncul secara acak [12]. Algoritma pembangkit bilangan acak semu tersebut dinamakan *Pseudorandom Number Generator* (PRNG). Pada beberapa bahasa pemrograman komputer, PRNG telah disediakan dalam bentuk sebuah fungsi, misalnya rand() dalam bahasa C/C++ dan matlab dan rnd() dalam Visual Basic. Fungsi tersebut akan membangkitkan bilangan acak semu antara 0 dan 1.

Pada kasus ini, simulasi dilakukan untuk memberikan data uji dengan membangkitkan FOV secara acak yang merepresentasikan berbagai arah FOV. Katalog baru hasil *clustering* akan diuji dengan simulasi monte carlo. Simulasi tersebut akan membangkitkan FOV acak yang merepresentasikan berbagai arah dari FOV kamera. Parameter keberhasilan yang ditetapkan adalah jika dalam setiap FOV yang dibangkitkan, terdapat minimal 3 buah bintang. Hasil simulasi akan menunjukkan tingkat keberhasilan katalog hasil *clustering* tersebut Simulasi FOV yang akan dibangkitkan menggunakan distribusi seragam.

kontinu (continuous uniform distribution) dengan membangkitkan nilai RA dan DE secara acak dengan menggunakan fungsi dalam persamaan (1) sebagai berikut :

$$r = a + (b - a) * RAND() \quad (1)$$

dengan,

r = bilangan acak yang dibangkitkan

a = nilai minimum

b = nilai maksimum

RAND() = fungsi acak

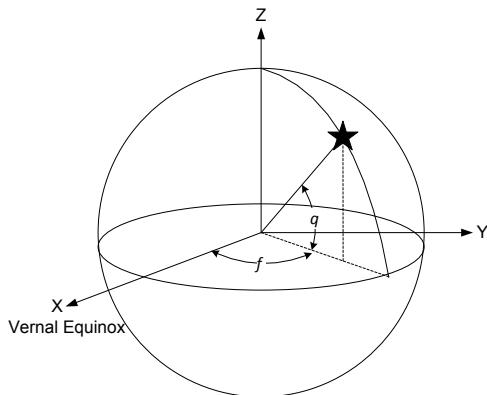
Dari fungsi (1) di atas, maka:

r = RA atau DE

a = 0 untuk RA dan -90 untuk DE

b = 360 untuk RA dan 90 untuk DE

Nilai RA dan DE yang telah dibangkitkan selanjutnya akan ditransformasikan ke koordinat kartesian (x, y, z), melalui (persamaan (2)). Posisi bintang RA (Right Ascension) dan DE (Declination) digambarkan dalam Gambar 4.



Gambar 4. Posisi bintang dalam koordinat langit

dengan,

ϕ = Right Ascension (RA)

θ = Declination (DE)

Transformasi dari koordinat langit ke koordinat kartesian dituliskan dalam persamaan (2) sebagai berikut.

$$\begin{aligned} x &= \cos \theta \cos \phi \\ y &= \cos \theta \sin \phi \\ z &= \sin \theta \end{aligned} \quad (2)$$

Jika a dan b adalah dua buah vektor dari bintang 1 (S_1) dan bintang 2 (S_2), maka sudut vektor a dan b adalah:

$$\cos \alpha = \frac{\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}}{|\mathbf{a}| |\mathbf{b}|} \quad (3)$$

Karena a and b adalah vektor satuan, maka:

$$\cos \alpha = \mathbf{a} \cdot \mathbf{b}$$

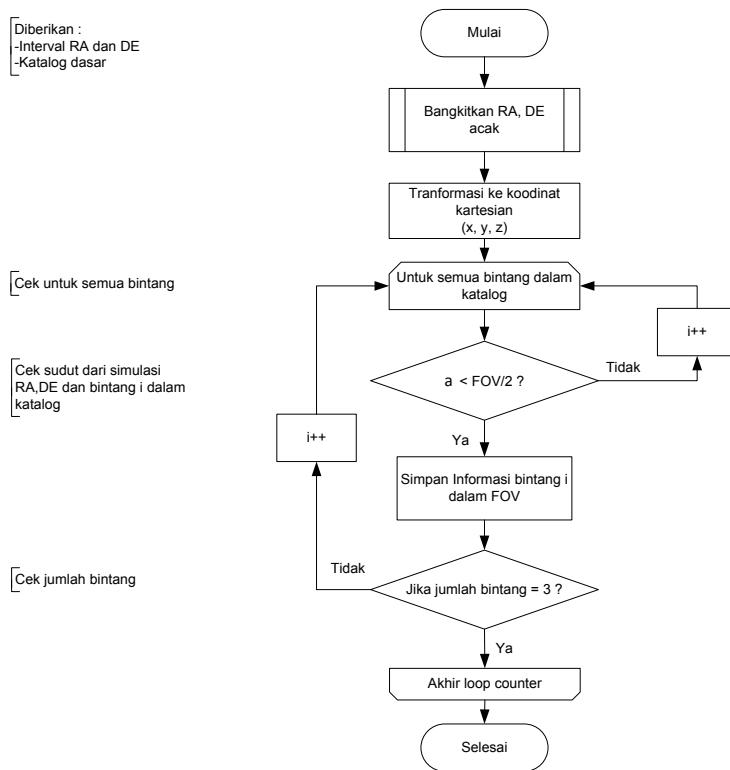
$$= x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2 \quad (4)$$

$$\alpha = \cos^{-1}(x_1 x_2 + y_1 y_2 + z_1 z_2)$$

Selanjutnya FOV yang dibangkitkan dari simulasi monte carlo akan dicari 3 buah bintang yang memenuhi:

$$\alpha = \text{FOV}/2 \quad (5)$$

Diagram alir Simulasi Monte Carlo ditunjukkan pada Gambar 5.



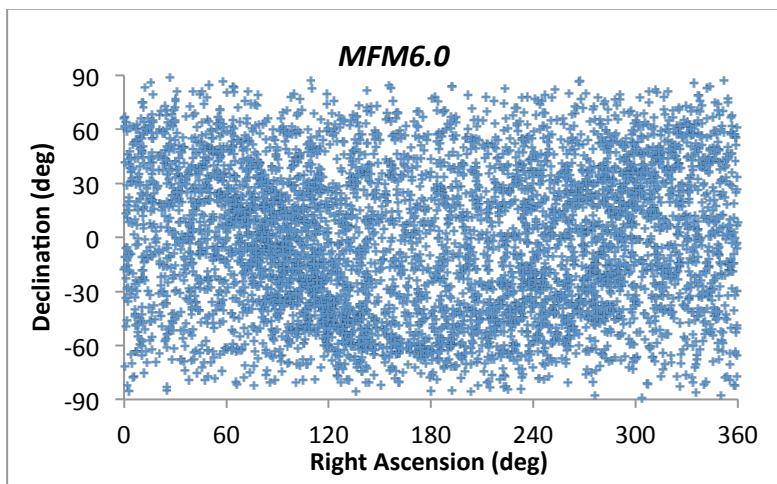
Gambar 5. Diagram alir simulasi Monte Carlo

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

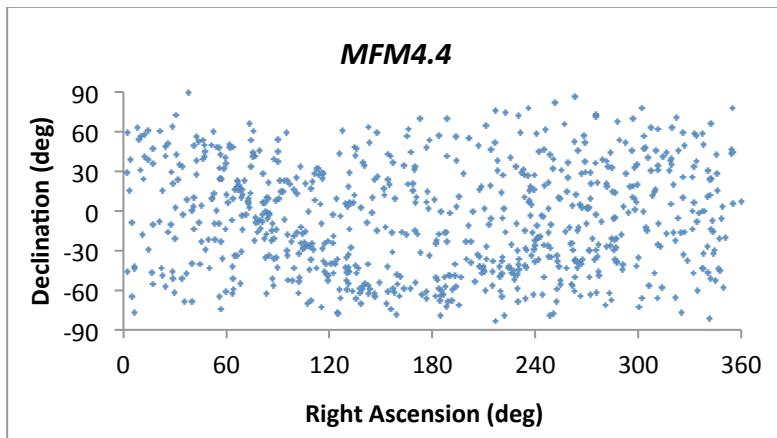
Langkah pertama dari MFM adalah mengurangi jumlah bintang dalam katalog sonystar sampai dengan magnituda 6,0 (MFM6.0). Kemudian Dari MFM6.0 diperoleh bintang dengan jumlah 5056. Selanjutnya jumlah bintang akan dikurangi secara berkala berdasarkan magnituda sampai hasil simulasi menunjukkan tingkat keberhasilan di atas 90%. Simulasi monte carlo dilakukan dengan membangkitkan FOV acak sebanyak 1000 kali untuk setiap langkah MFM. Data statistik hasil simulasi ditunjukkan pada Tabel 2. MFM sampai dengan magnituda 4.9 (MFM4.9), menghasilkan tingkat keberhasilan 100% dengan jumlah bintang sebanyak 1361. Persentase tingkat keberhasilan turun sampai dengan 92% pada MFM4.4 dengan jumlah bintang sebanyak 760. Jumlah bintang tereduksi 44%, namun tingkat keberhasilan masih di atas 90%. Mengingat jumlah bintang sangat berpengaruh pada kecepatan proses identifikasi bintang, maka pengurangan 44% pada MFM4.4 terhadap MFM4.9 menjadi signifikan. Jika melihat hasil simulasi MFM4.4 dengan jumlah bintang sebanyak 760 dapat dijadikan kandidat katalog bintang. Kekurangan dari metode *Magnitude Filtering* adalah tidak terjaminnya distribusi bintang secara seragam seperti hasil MFM4.4 pada Gambar 7 [8]. Jika melihat distribusi bintang dengan MFM6.0 seperti ditunjukkan pada Gambar 6 terlihat sebenarnya distribusi bintang tidak seragam. Terdapat daerah-daerah yang mempunyai tingkat kepadatan bintang yang cukup tinggi sementara terdapat daerah-daerah yang mempunyai tingkat kepadatan yang rendah. Namun setidaknya metode ini dapat dijadikan sebagai salah satu cara sederhana untuk mengurangi jumlah bintang dari katalog bintang dasar untuk membuat katalog bintang.

Tabel 2. Statistik hasil simulasi

MFM	Jumlah Bintang	< 3	Keberhasilan (%)	Statistik			Mak s
				Rata-rata	Min	Max	
6.0	5057	0	0.0	50	23	134	
5.5	2827	0	0.0	28	10	89	
5.0	1559	0	0.0	14	3	47	
4.9	1361	0	0.0	13	3	45	
4.8	1193	2	99.8	11	1	39	
4.7	1074	10	99.0	10	1	37	
4.6	975	17	98.3	9	1	33	
4.5	864	34	96.6	8	0	30	
4.4	760	72	92.8	7	0	27	
4.3	680	113	88.7	6	0	25	
4.0	476	321	67.9	4	0	17	



Gambar 6. Distribusi bintang dengan MFM6.0



Gambar 7. Distribusi bintang dengan MFM4.4

4. KESIMPULAN

Metode *Magnitude Filtering* telah berhasil digunakan dalam pembuatan katalog bintang untuk aplikasi star sensor dengan FOV 23° lingkaran. Melalui metode ini jumlah bintang yang diperoleh adalah sebanyak 760. Dengan jumlah bintang tersebut, star sensor diharapkan akan mempunyai kinerja yang baik dalam waktu proses serta memiliki akurasi sebesar 92% disamping juga meminimalkan ukuran file dalam memori.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis ucapan terima kasih kepada Pusat Teknologi Satelit yang telah memberikan fasilitas dalam kegiatan yang dilakukan dalam karya tulis ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] S. S. Miri and M. E. Shiri, "Star Identification Using Delaunay Triangulation and Distributed Neural Network," *International Journal of Modeling and Optimization*, Vol. 2, No. 3, hal. 234-238, 2012.
- [2] J. Jiang, G. Zhang, X. Wei and X. Li, "Rapid Star Tracking Algorithm for Star Sensor," *IEEE A&E Magazine*, hal. 23-33, 2009.
- [3] B.-H. Li, Y.-C. Zhang, H.-Y. Li and S.-W. Xu, "An Autonomous Star Pattern Recognition Algorithm Using Bit Match," in *Proceeding of 4th International Conference on Machine Learning and Cybernetics*, Guangzhou, 2005.
- [4] M. A. Saifudin and R. H. Triharjanto, "Algoritma Pengenalan Pola Bintang untuk Deteksi Posisi

- Bintang pada Star Sensor LAPAN," *Jurnal Teknologi Dirgantara*, hal. 36-42, 2010.
- [5] G. L. a. Rousseau, J. Bostel and B. Mazari, "New Star Pattern Recognition Algorithm for APS Star Tracker Application: " Oriented Triangles"," *Aerospace and Electronic Magazine, IEEE*, Vol. 20, No. 2, 2005.
 - [6] C. L. Cole and J. L. Crassidis, "Fast Star Pattern Recognition Using Planar Triangles," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 29, No. 1, hal. 64-71, 2006.
 - [7] M. Kolomenkin, S. Polak and I. Shimsoni, "A Geometric Voting Algorithm for Star Trackers," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transaction on*, Vol. 44, No. 2, 2008.
 - [8] H.-Y. Kim, "Self-Organizing Guide Star Selection Algorithm for Star Tracker: Thinning Method," in *Aerospace Conference Proceeding*, Texas, 2002.
 - [9] Z. Rui and J. Ting, "Construction of Star Catalogue Based on SVM," in *21th International Society for Photogrammetry and Remote Sensing*, Beijing, 2008.
 - [10] K. Ho, "A Survey of Algorithms for Star Identification with Low-Cost Star Tracker," *Acta Astronautica*, Vol. 73, hal. 156-163, 2012.
 - [11] D. P. Kroese and R. Y. Rubinstein, "Monte Carlo Methods," *WIREs Comp Stat*, Vol. 4, No. 1, hal. 48-58, 2012.
 - [12] M. Haahr, "random.org," October 2010. [Online]. Available: <http://random.org/randomness>. [Accessed 17 February 2014].

**SIMULASI KOREKSI RADIOMETRI
CCD KLI-8023**

*RADIOMETRIC CORRECTION SIMULATION OF CCD
KLI-8023*

Sartika Salaswati, A.Hadi Syafrudin

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN
sartika.salaswati@lapan.go.id

Abstrak

Koreksi radiometri merupakan salah satu hal penting yang harus dilakukan pada sensor optik khususnya pada satelit *remote sensing*. Simulasi koreksi radiometri CCD KLI-8023 yang merupakan muatan (*payload*) satelit mikro LAPAN-A3/LAPAN-IPB telah dilakukan. Metode yang digunakan mengacu pada proses real koreksi yang akan dilakukan, sementara data spesifikasi instrumen diperoleh dari *datasheet* CCD KLI-8023. Input radiansi setelah melalui sistem CCD akan menghasilkan output *digital number* yang berbeda di setiap pixelnya. Oleh karena itu, pemodelan koreksi radiometri harus dibuat untuk menghasilkan nilai *digital number* yang seragam dengan nilai kesalahan yang kecil. Dari simulasi ini, nilai relative standar deviasi yang kecil disetiap unit sistem dapat diketahui. Hasil koreksi dari pemodelan ini kemudian dapat dijadikan acuan pembuatan *software* maupun *real* koreksi radiometri CCD KLI-8023.

Kata kunci: Koreksi radiometri, pemodelan koreksi radiometri, CCD KLI- 8023.

Abstract

Radiometric correction is one of the important thing that must be performed on an optical sensor, especially on satellite remote sensing. Radiometric correction simulation of CCD KLI-8023 payload for micro satellites LAPAN A3 has been performed. The method is based on real radiometric correction, while the data is obtained from CCD KLI-8023 datasheet. After radiance through the CCD system, it will produce non-uniform digital number output. Therefore, radiometric correction modeling must be performed to produce uniform digital number output with smaller error. From the simulation, we know that standard deviation of the data in each unit system is relatively small. Therefore, the model can be used as reference for software development and real radiometric correction of CCD KLI-8023.

Keywords: Radiometric correction, radiometric correction simulation, CCD KLI- 8023

1. PENDAHULUAN

Radiometri adalah pengukuran atau karakterisasi radiasi elektromagnetik dan interaksinya dengan suatu zat [1]. Radiometri sangat penting digunakan di bidang astronomi dan *remote sensing* karena penggunaan sensor optik yang melibatkan input radiometri di dalam bidang-bidang tersebut. Dalam aplikasinya, sumber radiometri yang diterima oleh instrumentasi optik mengalami distorsi. Oleh karena itu, suatu prosedur diperlukan untuk memperbaiki penyimpangan tersebut. Proses koreksi ini disebut koreksi radiometri. Proses ini secara spesifik diperlukan untuk mengoreksi penyimpangan data yang dihasilkan instrumentasi optik karena adanya distorsi,

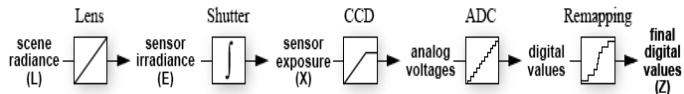
seperti efek atmosfer atau kesalahan instrumentasi pada data *remote sensing*.

Proses ini melibatkan radiansi sebagai input dari instrumentasi yang akan dikoreksi (kamera). Radiansi adalah ukuran kuantitas radiasi yang melewati atau dipancarkan dari permukaan dan jatuh pada sudut dan arah tertentu, dinyatakan dalam satuan $\text{W}/\text{cm}^2/\text{sr}$ [2]. Radiansi yang awalnya bersifat *uniform* setelah memasuki kamera bersifat *non-uniform*. Hal ini disebabkan oleh piksel-piksel kamera yang bersifat *non-uniform*. Oleh karena itu, koreksi radiometri pada output kamera perlu dilakukan.

Simulasi koreksi radiometri merupakan bentuk simulasi sederhana dari perhitungan berbasis proses *real* koreksi yang akan dilakukan, spesifikasi kamera yang akan dikoreksi dan referensi lain yang mendukung. Pada prinsipnya simulasi ini dilakukan untuk memperoleh output *digital number* CCD yang seragam dan mewakili nilai radiansi yang merupakan input CCD. Output *digital number* yang seragam ini penting dihasilkan sebagai parameter berhasilnya proses koreksi radiometri yang kemudian akan diproses pada tahapan koreksi selanjutnya.

2. METODOLOGI

Metode yang digunakan dalam simulasi ini berdasarkan alur akuisisi gambar pada “*Recovering High Dynamic Range Radiance Maps from Photographs*” oleh P.E.Debevec, dan J. Malik [3]. Secara lebih jelas, alur tersebut ditampilkan pada Gambar 1. Dari alur tersebut, perubahan radiansi dari *uniform* ke *non-uniform* dengan adanya parameter-parameter lain pada blok sistem *shutter*, CCD, ADC dan *remapping* diketahui telah terjadi.



Gambar 1. Blok diagram pemodelan koreksi radiometri [3]

Pada masing-masing blok sistem (Gambar 1) terdapat parameter-parameter yang mempengaruhi output masing-masing blok. Radiansi input diasumsikan *uniform*, bernilai sama sebagai input lensa kamera. Lensa kamera menghasilkan output irradiansi berdasarkan persamaan (1).

$$E = \left[\frac{\pi}{4} \left(\frac{d}{z} \right)^2 \cos^4 \alpha \right] L \quad (1)$$

dengan

E = *irradiance*,

d = *diameter aperture (focal length/f number)*,

z = *focal length*,

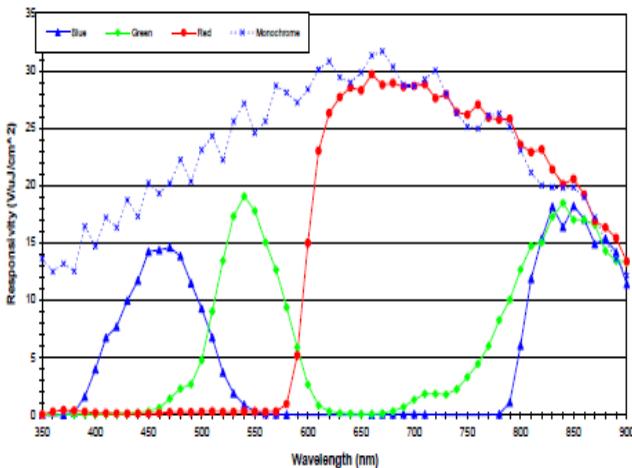
α = *arc tan dari jarak pixel (mm)/focal length*,

L = *radiansi input*.

Parameter-parameter tersebut didapatkan dari spesifikasi lensa kamera yang akan digunakan. Proses *shutter*, irradiansi yang merupakan output dari lensa kemudian dikalikan dengan *exposure time*. Setelah proses ini, kemudian output dari blok *shutter* memasuki sistem CCD. Pada blok sistem ini terdapat beberapa parameter yang perlu diperhitungkan sampai menghasilkan tegangan output. Dalam proses simulasi ini, parameter-parameter tersebut diperoleh dari datasheet kamera yang akan dikoreksi, yaitu CCD KLI-8023. Datasheet CCD KLI-8023 terdapat pada Tabel 1.

Tabel 1. Datasheet KLI-8023 [4]

Parameter	Typical Value
Architecture	3 Channel, RGB Trilinear CCD
Pixel Count	8002 x 3
Pixel Size	9 μ m (H) x 9 μ m (V)
Pixel Pitch	9 μ m
Inter-Array Spacing	108 μ m (12 lines effective)
Imager Size	72.0 mm (H) x 0.225 mm (V)
Saturation Signal	185k electrons (Normal DR mode) 400k electrons (Extended DR mode)
Dynamic Range (2 MHz Data Rate)	84 dB (Normal DR mode) 90 dB (Extended DR mode)
Responsivity (wavelength = 460, 540, 650 nm)	14, 17, 26 V/ μ J/cm ²
Output Sensitivity	14.4 μ V/electron
Dark Current	0.002 pA/pixel
Dark Current Doubling Rate	8°C
Charge Transfer Efficiency	0.999998/Transfer
Photoresponse Non-Uniformity	3% Peak-Peak
Lag (First Field)	0.025%
Maximum Data Rate	6 MHz/Channel
Package	CERDIP (Sidebrazed, OuW)
Cover Glass	AR coated, 2 sides



Gambar 2. CCD KLI-8023 *responsivity* [4]

Responsivity merupakan ukuran output CCD terhadap input energi optik yang diberikan, dinyatakan dalam satuan $\frac{V}{\mu\text{J}/\text{cm}^2}$. Setiap *range* panjang gelombang memiliki nilai *reponsivity* yang berbeda. Spesifikasi CCD KLI -8023 memiliki tiga nilai *responsivity* untuk tiga panjang gelombang yang berbeda. $14, 17, 26 \frac{V}{\mu\text{J}/\text{cm}^2}$ untuk masing-masing panjang gelombang 460, 540, 650 nm. Namun, secara spesifik, kurva *responsivity* dari CCD KLI-8023 dapat dilihat pada Gambar 2. PRNU (*Photoresponse Non-Uniformity*) merupakan nilai piksel dalam kondisi iluminasi. DSNU (*Dark Signal Non-Uniformity*) merupakan nilai masing-masing piksel dalam kondisi unilluminasi [5]. *Lag* merupakan ukuran sejumlah muatan yang tertinggal selama siklus transfer CCD [4]. Berdasarkan hipotesis, PRNU, DSNU dan *lag* inilah yang menyebabkan tegangan output CCD memiliki data yang berfluktuasi (terdapat *noise*). Untuk membuktikan hipotesis ini,

kemudian variasi dilakukan terhadap nilai PRNU, DSNU dan lag pada model koreksi radiometri CCD KLI-8023.

Blok sistem CCD, berdasarkan perhitungan, menghasilkan output berupa tegangan analog. Tegangan analog ini kemudian dikonversi menjadi nilai digital oleh ADC. *Offset* dan *gain* ADC sebagai parameter input yang dapat divariasikan, sementara tegangan referensi dan resolusi ADC berdasarkan spesifikasi ADC yang digunakan. Blok ADC menghasilkan output digital terkuantifikasi kemudian dilakukan proses *remapping* pada nilai digital tersebut. Proses *remapping* inilah yang merupakan model koreksi CCD. Nilai minimum, maksimum radiansi dan resolusi *output* dapat divariasikan sesuai kebutuhan. Sementara data koreksi tiap *line* CCD didapatkan dari persamaan (2).

$$\text{File Koreksi} = \frac{\text{Range radiance}}{2^{\text{resolusi output}}} \quad (2)$$

Output digital CCD dikonversi kembali ke dalam bentuk radiansi kemudian nilai ini dibagi dengan file koreksi dan menghasilkan output model. Nilai digital ini bernilai sama di setiap piksel kamera. Nilai inilah yang merupakan output dari pemodelan koreksi radiometri CCD KLI-8023.

3. HASILDAN PEMBAHASAN

3.1. HASIL

Simulasi koreksi CCD KLI-8023 yang telah dibuat menghasilkan lima grafik output, dengan data 8002 piksel pada satu kanal. Nilai input dan spesifikasi masing-masing blok terdapat pada Tabel 2.

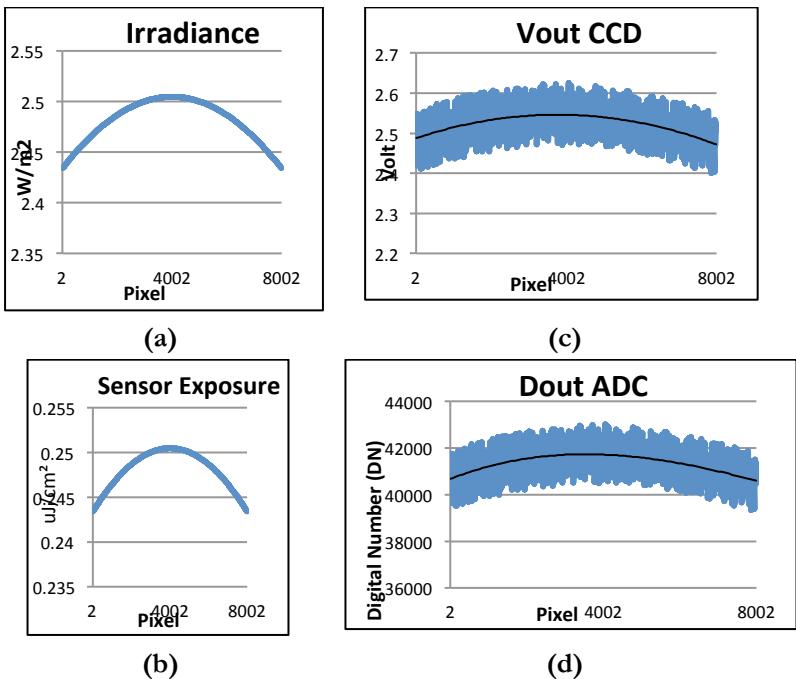
Tabel 2. Input dan spesifikasi blok

Step	Parameter		Value	Unit
1	Sources	Radiance	100	W/m ² sr ⁻¹
2		Focal length	300	mm
		Transmittance	1.00	-
		F Number	5.6	-
3	Shutter	Diameter Aperture	53.57	mm
4	CCD	Exposure Time	1	ms
		Device Temperature	25	°C
		Responsivity	14	V/ μ J/cm ²
		PRNU	3	%
		DSNU	0.006	V
		Lag	0.003	%
		DC Gain Amplifier	0.725	-
		Saturation	5.6	V
		Dark Voltage Level	0.01	V
5	ADC	Offset ADC	0.00	V
		Gain ADC	1.0	-
		Vreferensi ADC	4	V
		Resolusi ADC	16	bit
6	Model	Min Radiance	0	W/m ² sr ⁻¹
		Max Radiance	150	W/m ² sr ⁻¹
		Output Resolusi (bit)	12	bit
		Radiance Range	155	W/m ² sr ⁻¹
		Max Output	4095	DN
		Koreksi File/line	0.0366	W/m ² sr ⁻¹

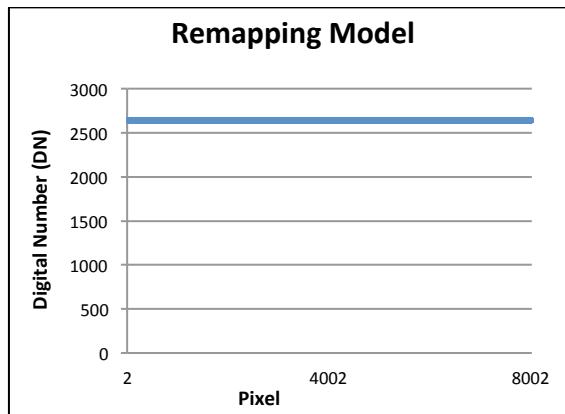
Parameter input terdiri dari *radiance*, *exposure time*, *device temperature*, *offset ADC*, *gain ADC*, *radiance*

minimum dan maksimum. Sementara, variabel lainnya merupakan spesifikasi *device* yang digunakan. Radiansi input yang diberikan bernilai sama di setiap piksel (diasumsikan *uniform*). Irradiansi yang merupakan output dari blok sistem lensa (Gambar 3(a)) mulai menunjukkan perubahan bentuk grafik dari bentuk linier menjadi parabola. Irradiansi kemudian dikalikan dengan *exposure time* pada proses *shutter*. Output dari proses ini menghasilkan unit satuan energi persatuan luas (Gambar 3(b)). Output dari proses *shutter* ini kemudian menjadi input sistem CCD. Pada sistem CCD, signal input berupa energi elektromagnetik dikalkulasi dengan parameter-parameter CCD yang mempengaruhi output di setiap pixelnya. Pada dasarnya, parameter yang mempengaruhi output CCD (berupa tegangan analog) utamanya adalah parameter *responsivity*. *Responsivity* merupakan rasio dari tegangan output yang dihasilkan CCD terhadap signal input (berupa satuan energi persatuan luas). Secara fisis, *responsivity* merupakan ukuran sensitivitas sebuah sensor terhadap input sensor tersebut [6].

Output dari sistem CCD kemudian menghasilkan tegangan output berupa tegangan analog (Gambar 3(c)). Tegangan analog ini selanjutnya dikonversi pada sistem ADC dengan tegangan referensi dan resolusi tertentu. Dari proses ini, tegangan analog yang merupakan output dari sistem CCD telah berubah menjadi tegangan digital (Gambar 3(d)) untuk selanjutnya dilakukan proses koreksi. Pada proses koreksi, nilai tegangan digital yang diperoleh dari proses kuantifikasi kemudian dikembalikan ke dalam unit radiansi dan dikembalikan lagi kedalam bentuk digital dengan resolusi output yang dibutuhkan (Gambar 4).



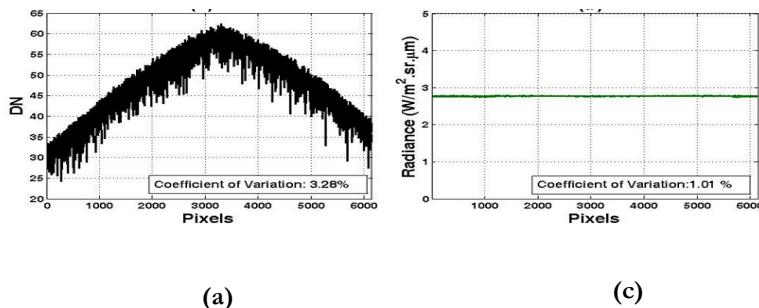
Gambar 3. (a) Grafik Irradiansi terhadap Piksel CCD;
(b) Grafik Sensor *Exposure* terhadap Piksel CCD; (c) Grafik Tegangan Output terhadap
Piksel CCD; (d) Grafik Digital Number terhadap Piksel CCD.

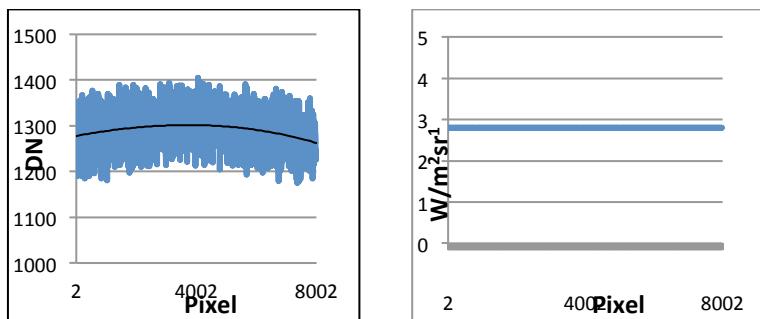


Gambar 4. Remapping Model

Pada dasarnya, simulasi koreksi yang dilakukan mengacu pada sistem koreksi radiometrik Ag Cam milik *Internasional Space Station* (ISS), dimana menggunakan *Fix Pattern Noise* (FPN) sebagai variabel pengoreksinya. Berikut (

Gambar5) merupakan gambar perbandingan hasil model koreksi radiometrik Ag Cam – ISS dan model koreksi radiometric CCD KLI-8023.





Gambar 5. Perbandingan hasil model koreksi radiometrik Ag Cam [7] dan model koreksi radiometrik CCD KLI-8023. (a) Grafik DN pada model koreksi radiometrik Ag Cam; (b) Grafik DN pada model koreksi radiometrik CCD KLI-8023 ; (c) Grafik radiansi pada model koreksi radiometrik Ag Cam; (d) Grafik radiansi pada model koreksi radiometrik CCD KLI-8023

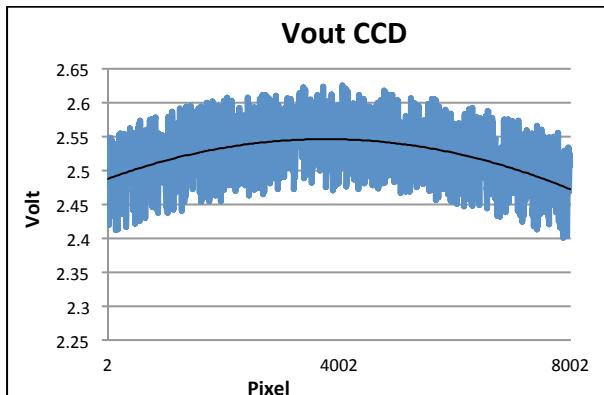
Selanjutnya, perhitungan rata-rata, nilai minimum dan maksimum, range data, dan standar deviasi dari masing-masing unit radiansi (8002 pixel CCD KLI-8023) dilakukan. Hasil dari perhitungan statistik tersebut diperlihatkan pada Tabel 3.

Tabel 3. Perhitungan variabel statistik model koreksi radiometri CCD KLI-8023

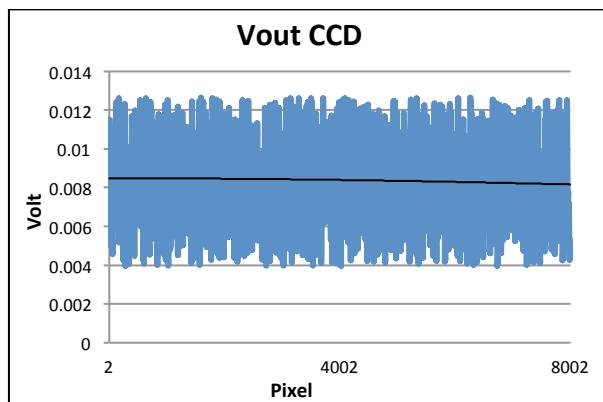
	Radiance	Irradiance	Exposure	Vout CCD	Dout	Remapping
	W/m ² sr ⁻¹	W/m ²	uJ/c m ²	Volt	DN	DN

Avg	100	2.4807	0.2481	2.524	41350. 0959	2643
Min	100	2.4338	0.2434	2.400	39328	2643
Max	100	2.5045	0.2504	2.625	43008	2643
Range	0	0.0707	0.0071	0.2246	3680	0
StdDev	0	0.0212	0.0021	0.048	785.50 97	0
RS D (%)	0	0.8532	0.8532	1.8996	1.8996	0

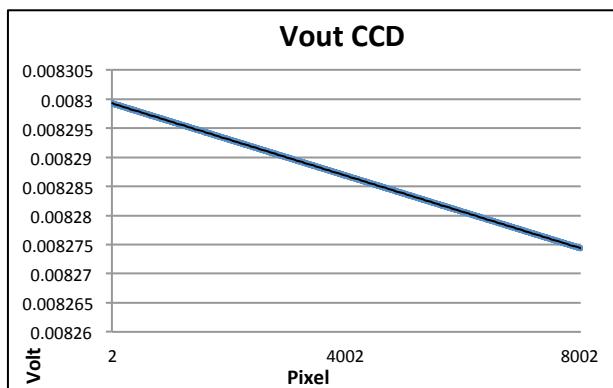
Di samping itu juga, variasi PRNU, DSNU dan *lag* dilakukan untuk mengetahui pengaruhnya pada tegangan output CCD (Gambar6).



(a)



(b)



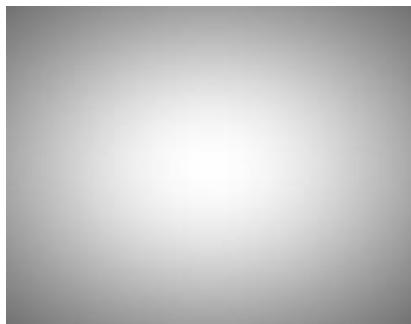
(c)

- Gambar6.** Tegangan Output CCD ketika:
- (a) PRNU = 0.03, DSNU = 0 V, Lag = 0,
input radiance = $100 \text{ W/m}^2\text{sr}^{-1}$;
 - (b) PRNU = 0, DSNU = 0.006 V, Lag = 0,
input radiance = 0 $\text{W/m}^2\text{sr}^{-1}$

(c) PRNU = 0, DSNU = 0 V, Lag = 0.003,
input radiance = 0 W/m²sr⁻¹

3.2. PEMBAHASAN

Radiansi merupakan input dari keseluruhan proses koreksi radiometri. Dalam pemodelan ini, input berupa radiansi diasumsikan bersifat *uniform* (bernilai sama di semua piksel) dan berasal dari sumber yang menghasilkan radiansi *uniform* (*integrating sphere*). Kemudian, input radiansi ini masuk ke dalam sistem lensa. Pada sistem ini terdapat beberapa parameter lensa yang diperhitungkan untuk menghasilkan output radiansi. Berdasarkan persamaan (2), besarnya radiansi input, fokus lensa, *diameter aperture* dan sudut alpha mempengaruhi nilai irradiansi yang dihasilkan dari sistem lensa dapat diketahui. Input radiansi yang awalnya linier setelah melewati sistem lensa berubah menjadi grafik parabola (Gambar 3(a)). Hal ini dalam fotografi disebut dengan efek *vignetting*. Secara real, kita dapat lihat pada Gambar 7 bahwa tepi gambar tampak lebih gelap dibandingkan bagian tengah gambar.



Gambar 7. Efek *vignetting* pada fotografi [8]

Persamaan (1) menunjukkan bahwa sudut alpha (sudut antara radiansi dari lensa dengan sudut pantul permukaan CCD) mempengaruhi output irradiansi yang

dihasilkan dari sistem lensa [9]. Berdasarkan perhitungan yang dilakukan, sudut alpha di setiap piksel memiliki nilai yang berbeda. Hal ini karena adanya perbedaan jarak piksel ke *center of pixel* yang berbeda untuk masing-masing piksel. Perhitungan sudut alpha dalam persamaan matematika terdapat pada persamaan (3).

$$\alpha = \arctan \frac{\text{Jarak pixel} - \text{center (mm)}}{\text{Focal length}} \quad (3)$$

Dengan demikian, efek *vignetting* yang terjadi pada proses ini disebabkan oleh *vignetting* piksel. Semua piksel pada sensor gambar dibuat menghadap ke arah yang sama. Ketika sumber cahaya mengenai permukaan sensor, cahaya tepat 90 derajat mengenai pusat piksel. Sementara, piksel lainnya terkena cahaya dengan sudut yang lebih miring dibandingkan pusat piksel sehingga piksel-piksel sudut lebih sedikit menerima cahaya.

Gambar 3(b) menunjukkan grafik *sensor exposure* terhadap piksel. Setelah melewati proses *shutter*, kemudian iradiansi dikonversi ke dalam satuan energi persatuan luas. Dari proses ini, secara keseluruhan, grafik tidak mengalami perubahan bentuk. Akan tetapi, perubahan unit dari iradiansi (*power*) ke dalam bentuk eksposure (energi) mengubah nilai iradiansi. Hal ini disebabkan adanya parameter *shutter time*. Kemudian input CCD yang sudah berupa energi persatuan luas diproses pada sistem CCD. Pada sistem ini terdapat beberapa parameter yang perlu diperhitungkan, di antaranya adalah *responsivity*, *device temperature*, *fixed pattern noise (PRNU dan DSNU)*, *lag*, *DC gain amplifier*, *saturation voltage*, dan *dark voltage level*.

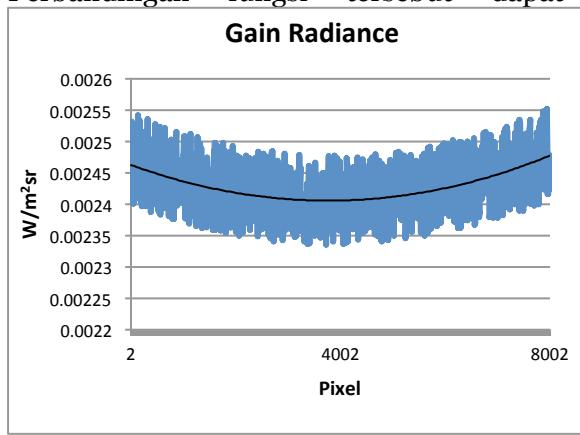
Gambar 3(c) menunjukkan tegangan output yang dihasilkan dari sistem CCD KLI-8023. Dari gambar 3(b) dan Gambar 3(c), perbedaan antara kedua grafik tersebut dapat diketahui. Fluktuasi data masing-masing piksel

terlihat pada Gambar 3(c). Hal ini disebabkan adanya perbedaan karakteristik pada masing-masing piksel. Perbedaan karakteristik ini karena adanya perbedaan nilai beberapa parameter CCD pada masing-masing piksel. Parameter-parameter tersebut diantaranya *responsivity*, *dark signal*, PRNU, DSNU dan *lag*. Perbedaan nilai *responsivity* pada masing-masing piksel dipengaruhi oleh nilai PRNU yang berbeda di setiap piksel. *Dark signal* dipengaruhi oleh perbedaan nilai DSNU di setiap piksel. Selain itu, *dark signal* juga dipengaruhi oleh *temperature device*. Sementara, perbedaan nilai *lag* di setiap piksel karena adanya perbedaan posisi piksel pada CCD *line imager*. Pada dasarnya, karakteristik yang berbeda di setiap piksel karena adanya variasi *dark signal* dan *responsivity* di setiap pikselnya. Hal ini mengacu pada karakteristik *nonuniform* piksel yang berkaitan dengan *fixed pattern noise*. *Fixed pattern noise* adalah *noise* yang terjadi pada *system imaging* (piksel) dengan pola konstan pada kondisi iluminasi yang sama di dalam *imaging array*. Pada kondisi uniluminasi, DSNU (*Dark Signal Non-Uniformity*) berperan mempengaruhi variasi *dark signal* di setiap piksel. Sementara, pada kondisi iluminasi, PRNU (*Photoresponse Non-Uniformity*) berpengaruh pada variasi *responsivity* di setiap piksel [10]. Variasi *responsivity* di setiap piksel ini disebabkan adanya variasi kecil pada ukuran *photosite* (bagian sensor terkecil pada CCD) dan material pembentuknya.

Karena PRNU dihasilkan dari sifat fisik sensor itu sendiri, maka PRNU dan DSNU dianggap sebagai karakteristik dari sensor itu sendiri. Gambar 3(d) merupakan grafik nilai *digital output* yang dihasilkan dari proses konversi tegangan output analog yang dihasilkan oleh CCD (Gambar 3(c)). Proses konversi ini dilakukan oleh sistem ADC (*Analog to Digital Converter*). Output digital inilah yang mewakili nilai radiansi di masing-masing pikselnya. Karena adanya perbedaan nilai tegangan digital

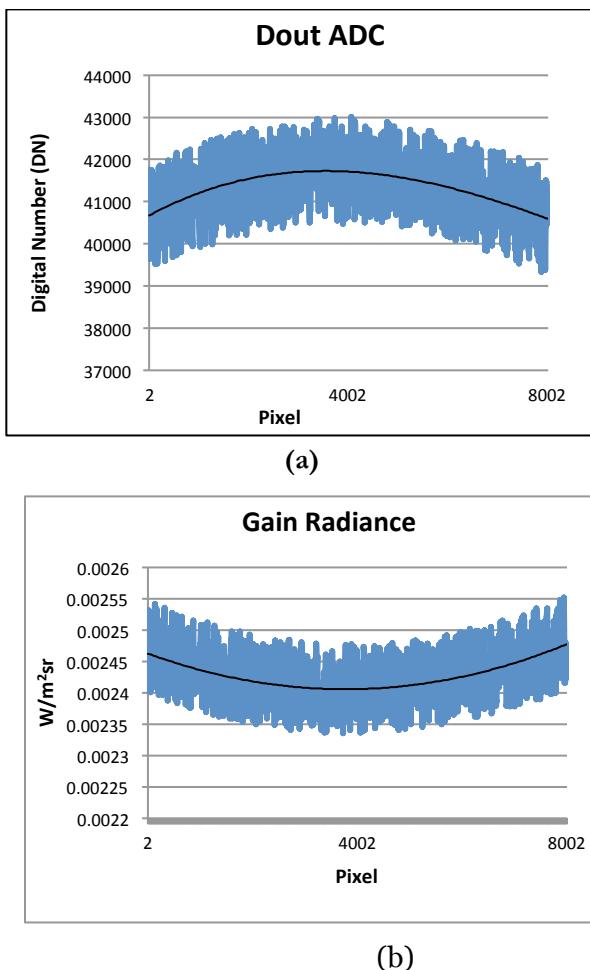
di setiap pixelnya, maka diperlukan adanya koreksi radiometri terhadap output digital ini. Gambar 4 adalah grafik hasil koreksi tegangan digital output pada grafik sebelumnya (Gambar 3(d)).

Secara global, proses koreksi ini dilakukan dengan mengkonversi tegangan *digital output* ke dalam bentuk radiansi dengan mengurangi tegangan *digital output* dengan *bias radiance* kemudian mengalikannya dengan *gain radiance*. Proses pengurangan tegangan *digital output* dengan *bias radiance* (nilai *digital output* ketika radiansi input sama dengan nol) merupakan proses koreksi tegangan *digital output* terhadap DSNU. Sementara, perkalian dengan *gain radiance* merupakan proses koreksi tegangan *output digital* terhadap PRNU. Di samping itu, *gain radiance* juga merupakan faktor koreksi tegangan *digital output* untuk mencapai output linier. Secara logika, fungsi *gain radiance* yang merupakan faktor koreksi akan berkebalikan dari fungsi tegangan digital yang dikoreksi. Perbandingan fungsi tersebut dapat dilihat pada



(b)

Gambar 8.



Gambar 8. (a) Grafik tegangan digitaloutput yang akan dikalibrasi; (b) Grafik *gain radiance* (faktor koreksi radiometri pada model)

Secara matematika, proses koreksi ini dirumuskan pada persamaan (4) dan (5).

DNtoRad

$$= (DN_{out} - DN_{min}) \times \left(\frac{L_{max} - L_{min}}{DN_{max} - DN_{min}} \right) \quad (4)$$

DN Output Model

$$= \frac{DNtoRad}{L_{max} - L_{min} / 2^{Output Resolusi}} \quad (5)$$

Persamaan (5) menunjukkan bahwa nilai *digital output* dengan resolusi output tertentu mewakili nilai radiansi input. Dengan demikian, tegangan *digital output* telah terkoreksi. Input radiansi yang semula linier setelah proses koreksi didapatkan output digital yang juga linier (Gambar 4). Untuk mengetahui tingkat akurasi dan presisi data pemodelan, perhitungan rata-rata, nilai minimum dan maksimum, range data dan standar deviasi dilakukan pada setiap outputnya (Tabel 2). Dari tabel tersebut, nilai *relative standard deviation* (RSD) pada tiap output blok sistem diketahui berbeda. Pada unit radiansi, standar deviasi dan RSD bernilai nol. Hal ini menunjukkan bahwa nilai radiansi di setiap piksel sama dengan nilai rata-rata (*expected value*) atau bersifat *uniform*. Sementara, unit irradiansi, *exposure*, tegangan dan *digital number* output masing-masing memiliki nilai RSD 0.8532%, 0.8532%, 1.8996%, 1.8996%. Tidak seperti unit radiansi, setelah memasuki sistem lensa, persebaran data terjadi pada range tertentu. Semakin besar *range* pada data, maka nilai standar deviasi akan semakin besar (tertera pada Tabel 3). Persentase sebaran data ini menunjukkan adanya data yang *non-uniform* pada unit tersebut. Kemudian pada output koreksi, standar deviasi dan RSD bernilai nol. Ini menunjukkan bahwa pada output koreksi, *output digital number* di setiap piksel sama dengan nilai rata-rata (*expected value*) atau bersifat *uniform*. Dari

data tersebut, maka data output yang dihasilkan dari proses ini diketahui telah terkoreksi, sesuai dengan referensi acuan (

Gambar5).

Dari pemodelan tersebut, kemudian variasi terhadap PRNU, DSNU dan *lag* dilakukan. Dari variasi tersebut, data dihasilkan seperti pada Gambar6(a) (PRNU), Gambar6(b) (DSNU) dan Gambar6(c) (*lag*). Dari Gambar6(a), PRNU dapat diketahui merupakan penyebab adanya fluktuasi data pada kondisi iluminasi. Sementara dari Gambar6(b), DSNU dapat diketahui merupakan penyebab adanya fluktuasi data pada kondisi un-iluminasi. Sementara, dari Gambar6(c), faktor *lag* diketahui menyebabkan adanya sedikit pergeseran tegangan di setiap pikselnya pada kondisi iluminasi maupun un-iluminasi. Dengan dilakukannya variasi PRNU, DSNU dan *lag* tersebut, maka perbedaan karakteristik piksel CCD utamanya diketahui karena ketiga parameter CCD tersebut.

4. KESIMPULAN

Simulasi koreksi radiometri CCD KLI-8023 telah berhasil dilakukan dan sesuai dengan model referensi acuan. Dari simulasi radiometri ini, *digital number output* yang dihasilkan adalah seragam di setiap piksel CCD dengan nilai *relative standar deviasi* 0%. Data terkoreksi ini merupakan hasil reduksi PRNU dan DSNU dari nilai *digital output* sebelumnya dengan persentase *relative standar deviasi* 1.8996%. Di samping itu juga, perubahan input radiansi *uniform* menjadi output digital *non-uniform* diketahui karena parameter lensa (menyebabkan *vignetting*) dan parameter CCD (PRNU, DSNU, dan *lag*).

Selanjutnya, *real* koreksi radiometri CCD KLI-8023 perlu dilakukan sehingga nantinya hasil koreksi *real* tersebut dapat dibandingkan dengan model koreksi yang

telah dibuat. Selain itu, optimasi model koreksi radiometri CCD KLI-8023 perlu dilakukan sehingga model koreksi radiometri ini sesuai dengan kondisi ideal yang diinginkan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih kami sampaikan kepada Bapak Abdul Karim, ST, MT , selaku Kepala Bidang Program dan Fasilitas Pusat Teknologi Satelit Lapan yang telah memfasilitasi penelitian koreksi sistematik kamera satelit LAPAN A3.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Lentilucci, E.. *Radiometry Definition and Sources Radiation*, tersedia di https://www.cis.rit.edu/class/simg401/Lecture_Definitions_and_Sources.pdf, diakses Oktober 2014
- [2] Ryer, A. D.. *Light Measurement Handbook*. International Light Inc, 1998.
- [3] Debevec, P. E. dan Malik, J.. Recovering High Dynamic Range Radiance Maps from Photographs. *ACM SIGGRAPH97*, August 1997.
- [4] Kodak Company. *Kodak KLI 8023 Product Summary, Revision 4.0*. Eastman Kodak Company, Rochester, Amerika Serikat, September 2008.
- [5] Joyce, F., Okincha, M. and Parmar, M.. Sensor Calibration and Simulation. *Proceeding of SPIE-IS&T Electronic Imaging, SPIE*, Vol. 6817, 2008
- [6] Wang, W.-C. *Optical Detectors*, tersedia di <http://depts.washington.edu/mictech/optics/sensors/detector.pdf>, diakses Oktober 2014

- [7] Olsen, D., Dou, C., Zhang, X., Hu, L., Kim, H. dan Hildum, E.. Radiometric Calibration for Ag Cam. *Remote Sens*, 2010.
- [8] Kang, S. B. dan Weiss, R. Can we calibrate a camera using an image of a flat, textureless Lambertian surface? *European conference on computer vision*. Springer Berlin Heidelberg, 2000.
- [9] Liu, A.. Illumination and Reflection. *Computer Science 294-13 : Advanced Computer Graphics*. Lecture notes, September 2009.
- [10] Tropea, C., Yarin, A. L., & Foss, J. F. *Springer handbook of experimental fluid mechanics*, Vol. 1. Springer Science & Business Media, 2007.

**DESAIN DAN IMPLEMENTASI PEREDAM KEJUT
DAN GETARAN PADA MUATAN SATELIT LAPAN-
A3/LAPAN-IPB**

*DESIGN AND IMPLEMENTATION OF DAMPERS FOR
LAPAN-A3/LAPAN-IPB SATELLITE PAYLOADS*

Moh.Farid Huzain¹, Wahyu Akbar Megah²

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN

¹huzain@lapan.go.id

²wahyu.akbar@lapan.go.id

Abstrak

Muatan Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB terdiri dari banyak *parts* (komponen), baik elektronik, mekanik, maupun optik. Dari sisi ketahanan, komponen-komponen tersebut cukup sensitif terhadap getaran. Guna menghindari kegagalan karena getaran tersebut, hal yang bisa dilakukan adalah dengan memperkecil atau mengurangi getaran dari wahana peluncur pada muatan, yaitu dengan cara membuat sistem peredam yang bisa meredam atau memperkecil getaran yang akan mengenai muatan. Metode yang digunakan dalam sistem peredam ini adalah dengan menggunakan *wire rope isolator* (pegas baja). Metode ini dipilih karena lebih mudah dalam perhitungan dan pemasangan daripada menggunakan peredam karet sintetis. Prinsip kerja pegas di sini adalah mengonversi pergerakan getaran yang terjadi menjadi osilasi. Osilasi ini akan memperkecil percepatan karena waktu respon dari pegas membutuhkan waktu lebih lama meskipun tidak ada energi yang diserap. Berdasarkan perhitungan, pegas baja pada posisi *compression* didapatkan $W = 42,91N$ dan $K_v = 155,57kN/m$ dengan total

16 pegas, menghasilkan performa $f_n = 14,42\text{Hz}$, dan $A_o = 0,08g$. Sedangkan untuk pegas pada posisi *shear or roll*, $W = 19,6N$ dan $K_v = 17,76\text{kN/m}$ dengan total 15 pegas, menghasilkan performa keluaran $f_n = 12,87\text{Hz}$ dan $A_o = 0,1g$. Nilai A_o tersebut cukup aman untuk *parts* (komponen) muatan. Hasil perhitungan ini merupakan prediksi awal dari desain dan konfigurasi muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB, selanjutnya perlu dilakukan pengujian pada level subsistem sebagai upaya verifikasi sebelum dilakukan implementasi dan pengujian pada level satelit dengan harapan komponen-komponen muatan satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB mampu menerima beban getar selama proses peluncuran.

Kata kunci: LAPAN-A3, LAPAN-IPB, muatan, pegas baja, peredam getar.

Abstract

LAPAN-A3/LAPAN-IPB satellite's payloads consist of many electronic, mechanical, and optical parts or components. In terms of durability, these components are quite sensitive to vibration. To avoid failure due to the vibration, things we can do is to minimize or reduce the vibration of the launch vehicle in payloads, by making damper system that can reduce or minimize vibration in payloads. The method used in this damper system is to use wire rope isolators. This method was chosen because it is easier in computation and installation of the use than synthetic rubber dampers. The working principle of spring is to convert the movement of the vibration that occurs into oscillation. Oscillation will reduce the acceleration due to the response time of the spring takes longer though there is no energy is absorbed. Based on the calculations, the wire ropes in compression position obtained $W = 42.91\text{N}$ and $K_v = 155.57\text{kN/m}$ with total of 16 springs, produce

performance $f_n = 14.42\text{Hz}$, and $A_o = 0.08g$. As for the position of shear or spring roll, $W = 19.6\text{N}$ and $K_v = 17,76\text{kN/m}$ with a total of 15 springs, produce output performance $f_n = 12.87\text{Hz}$ and $A_o = 0.1g$. A_o value is quite safe for parts/components of the charge. The result of this calculation is an early prediction of the design and configuration of LAPAN-A3/LAPAN-IPB. Further testing needs to be done at the sub-systems level in order verification prior to the implementation and at satellite level testing with the expectation that LAPAN-A3/LAPAN-IPB payload components are capable to receive vibration loads during launch.

Keywords: LAPAN-A3, LAPAN-IPB, load, wire rope, vibration dampers

1. PENDAHULUAN

Muatan Satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB terdiri dari banyak *parts* (komponen), baik elektronik, mekanik, maupun optik [4]. Dari sisi ketahanan, komponen-komponen tersebut cukup sensitif terhadap getaran. Getaran pada satelit tidak dapat dihindari terutama pada saat proses peluncuran [1]. Getaran dari wahana peluncur pasti akan berimbang pada satelit, yang tentunya juga akan mempengaruhi muatan. Kegagalan yang mungkin terjadi adalah rusaknya perangkat *focusing mechanism*, rusaknya perangkat elektronik, dan retak atau pecahnya perangkat optik sehingga dapat mengganggu, baik sebagian maupun keseluruhan, kinerja muatan yang tentunya bisa dianggap sebagai kegagalan misi satelit itu sendiri.

Guna menghindari kegagalan karena getaran tersebut, hal yang bisa dilakukan adalah dengan memperkecil atau mengurangi getaran dari wahana peluncur pada muatan, yaitu dengan cara membuat sistem peredam yang bisa

meredam atau memperkecil getaran yang akan mengenai muatan.

2. DASAR TEORI

2.1. GETARAN TEREDAM

Getaran teredam merupakan getaran yang memiliki gaya penghambat yang pada akhirnya getaran itu akan berhenti [2]. Gaya penghambat itu dikenal dengan gaya redam. Gaya redam merupakan fungsi linier dari kecepatan:

$$Fd = -c dx/d \quad (1)$$

Jika suatu partikel bermassa m bergerak di bawah pengaruh gaya pulih linier dan gaya hambat, maka persamaannya menjadi:

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0 \quad (2)$$

Persamaan umum sistem dinamik orde 2:

$$\ddot{x} + 2\xi\omega_n\dot{x} + \omega_n^2 x = 0 \quad (3)$$

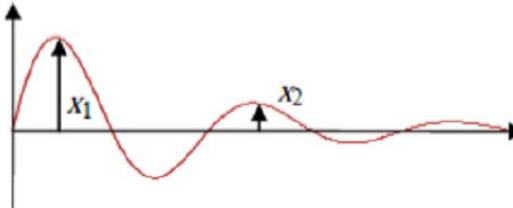
Jika persamaan (2) dibandingkan dengan persamaan (3), maka didapatkan $2\xi\omega_n = c/m$, dan $\omega_n = \sqrt{k/m}$ sebagai frekuensi natural. Nilai rasio redaman dapat dicari dengan menggunakan rumus:

$$\xi = \sqrt{\frac{\delta^2}{4\pi^2 + \delta^2}} \quad (4)$$

Di mana δ merupakan peluruhan logaritmik yang direpresentasikan dengan persamaan berikut ini:

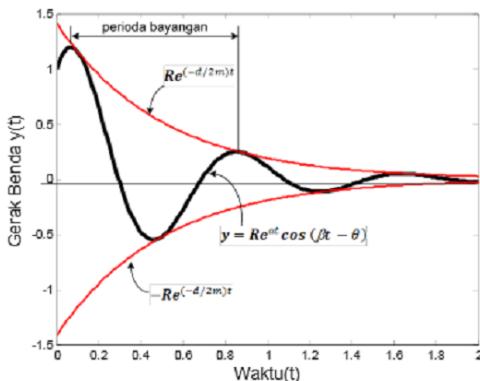
$$\delta = \frac{1}{n} \ln \left(\frac{An}{An+1} \right) \quad (5)$$

dengan n adalah bilangan bulat untuk menyatakan urutan amplitudo satu gelombang dan A adalah amplitudo (m); ditampilkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Amplitudo ke-n pada getaran yang teredam

2.2. UNDER-DAMPED (GETARAN KURANG TEREDAM)



Gambar 2. Respon osilasi under-damped (getaran kurang teredam)

Getaran kurang redam didefinisikan sebagai getaran yang memiliki *loss* kecil dengan respon osilasi dengan peluruhan logaritmik (Gambar 2). Jika $0 \leq \xi < 1$ dan

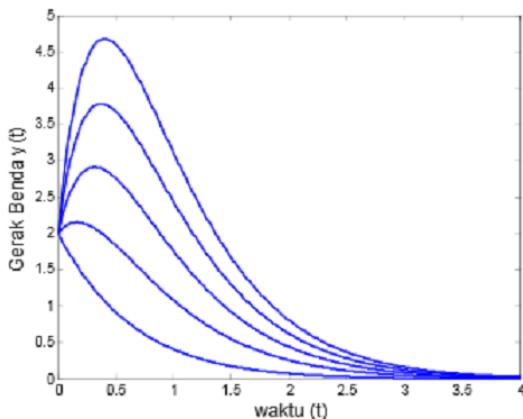
frekuensi getaran teredam dituliskan dengan persamaan sebagai berikut [2].

$$\omega_d = \omega_0 \sqrt{1 - \xi^2} \quad (6)$$

Sebenarnya tidaklah mungkin menentukan frekuensi dengan adanya redaman, sebab gerak itu tidak periodik lagi. Jika redaman kecil, maka frekuensi tersebut akan mendekati frekuensi asli artinya gerak partikel tersebut bergetar harmonik.

2.3. CRITICALLY-DAMPED (GETARAN TEREDAM KRITIS)

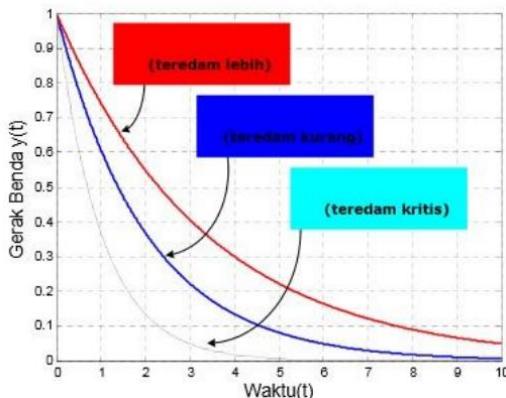
Suatu getaran redam kritis (Gambar 3) akan mendekati kesetimbangan dengan suatu kadar laju yang lebih cepat daripada gerak terlambau redam maupun gerak kurang redam. Getaran redaman kritis akan terjadi jika rasio redamannya sama dengan satu.



Gambar 3. Respon osilasi critically-damped (getaran teredam kritis)

2.4. OVER-DAMPED (GETARAN TERADAM LEBIH)

Gerak terlambat redam (Gambar 4) tidak menggambarkan getaran periodik (gerakan bolak-balik). Simpangan getaran akan berkurang atau sama sekali tidak bergerak tetapi berada posisi kesetimbangan atau bisa dikatakan *overshoot* yang terjadi sangat kecil. Ini terjadi jika nilai rasio redaman lebih dari 1 ($\xi > 1$) [2].



Gambar 4. Respon osilasi *over-damped* (getaran teredam lebih)

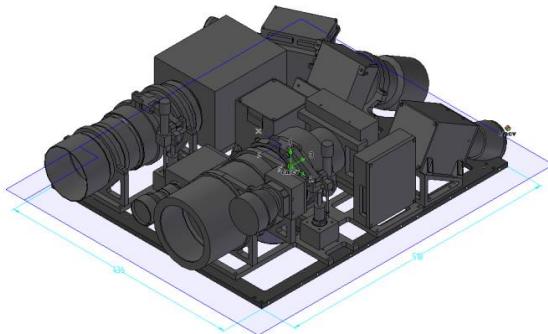
3. PERHITUNGAN, PERANCANGAN, DAN IMPLEMENTASI

Metode yang digunakan dalam sistem peredam ini adalah dengan menggunakan *wire rope isolator* (pegas baja). Metode ini dipilih karena lebih mudah dalam perhitungan dan pemasangan daripada menggunakan peredam karet sintetis [8]. Prinsip kerja pegas di sini adalah mengonversi pergerakan getaran yang terjadi menjadi osilasi. Osilasi ini akan memperkecil percepatan karena waktu respon dari pegas yang membutuhkan waktu lebih lama meskipun tidak ada energi yang diserap [7]. Seperti yang diaplikasikan pada satelit LAPAN-A1/LAPAN-

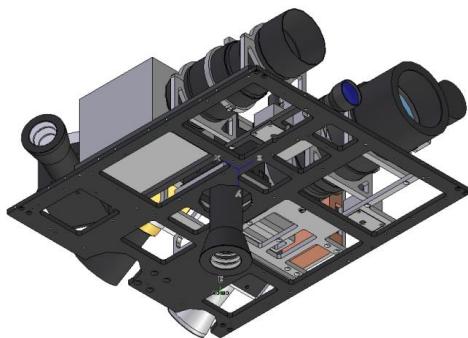
TUBSAT dan LAPAN-A2/LAPAN-ORARI pada muatan satelit LAPAN-A3/LAPAN-IPB ini juga menggunakan “ENIDINE” wire rope isolators.

Konfigurasi semua muatan optik sebelum terpasang peredam ditampilkan pada Gambar 5 dan Gambar 6. Parameter yang digunakan sebagai pegangan dalam perancangan adalah sebagai berikut:

- Berat muatan: 20 kg
- Percepatan arah axial: $3,5\text{ g}$ [5]
- Dimensi luar keseluruhan: $510 \times 436 \times 180\text{ mm}$



Gambar 5. Dimensi muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB



Gambar 6. Tampak bawah isometrik muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB

Dari manual “ENIDINE” dijelaskan bahwa pemilihan jumlah dan tipe pegas adalah berdasarkan lendutan dan beban yang diterima per pegas. Persamaannya adalah sebagai berikut:

$$W = \frac{W_T}{n} \quad (7)$$

di mana:

W_T = Berat total muatan

W = Beban statis tiap pegas

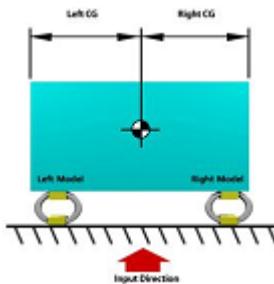
$$K_v = \frac{W(2\pi f_n)^2}{g} \quad (8)$$

di mana:

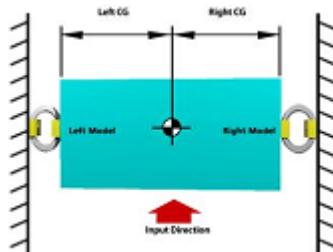
K_v = kekakuan maksimum pegas

f_n = getaran alami sistem

Konfigurasi untuk masing-masing posisi dapat dilihat pada gambar ilustrasi yang ditampilkan pada Gambar 7 dan Gambar 8.



Gambar 7. Ilustrasi konfigurasi pegas baja pada posisi *compression*



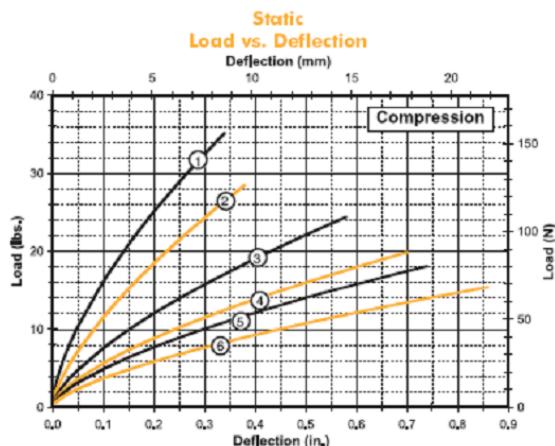
Gambar 8. Ilustrasi konfigurasi pegas baja pada posisi *shear or roll*

Berdasarkan data teknik dan grafik pada manual “ENIDINE” seri WR2 (Tabel 1 dan Tabel 2, serta Gambar 9 dan Gambar 10), didapatkan bahwa tipe pegas baja yang sesuai dengan beban muatan di atas adalah WR2-100 (Gambar 11).

Tabel 1. Data teknik pegas baja pada posisi *compression*

Compression

Curve	Model	Max Static Load lbs. (N)	Max Deflection in. (mm)	Kv (vibration) lbs./in. (kN/m)	Ks (shock) lbs./in. (kN/m)
1	WR2-100-10	10.5 (47)	0.34 (8,6)	205 (36)	125 (22)
2	WR2-200-10	8.0 (36)	0.38 (9,7)	145 (25)	90 (16)
3	WR2-400-10	7.0 (31)	0.58 (14,7)	95 (17)	50 (8,8)
4	WR2-600-10	6.0 (27)	0.70 (17,8)	70 (12)	35 (6,1)
5	WR2-700-10	5.0 (22)	0.74 (18,8)	60 (11)	30 (5,3)
6	WR2-800-10	4.5 (20)	0.86 (21,8)	45 (7,9)	22 (3,9)

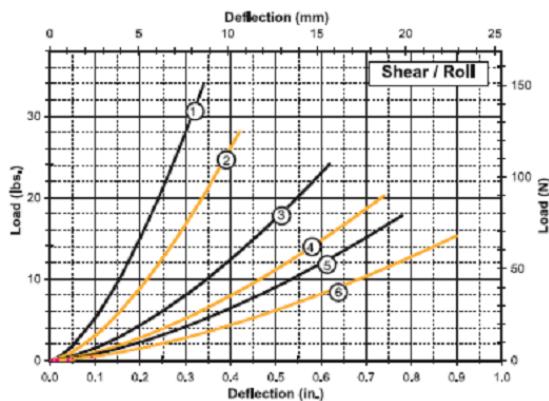


Gambar 9. Grafik Beban Statik terhadap Lendutan pada konfigurasi *compression*

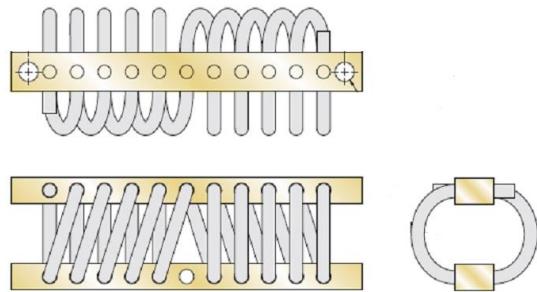
Tabel 2. Data teknik pegas baja pada posisi *shear or roll*

Shear/Roll

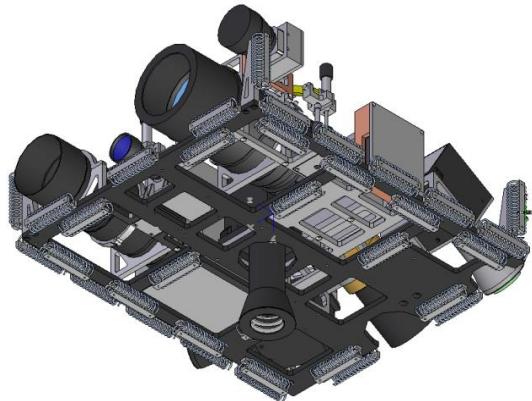
Curve	Model	Max Static Load lbs. (N)	Max Deflection in. (mm)	R _v (vibration) lbs./in. (kN/m)	K _s (shock) lbs./in. (kN/m)
1	WR2-100-10	5.0 (22)	0.34 (8,6)	80 (14)	80 (14)
2	WR2-200-10	4.0 (18)	0.42 (10,7)	50 (8,8)	50 (8,8)
3	WR2-400-10	3.5 (16)	0.62 (15,7)	30 (5,3)	30 (5,3)
4	WR2-600-10	3.0 (13)	0.74 (18,8)	22 (3,9)	22 (3,9)
5	WR2-700-10	3.0 (13)	0.78 (19,8)	18 (3,2)	18 (3,2)
6	WR2-800-10	2.5 (11)	0.90 (22,9)	13 (2,3)	13 (2,3)



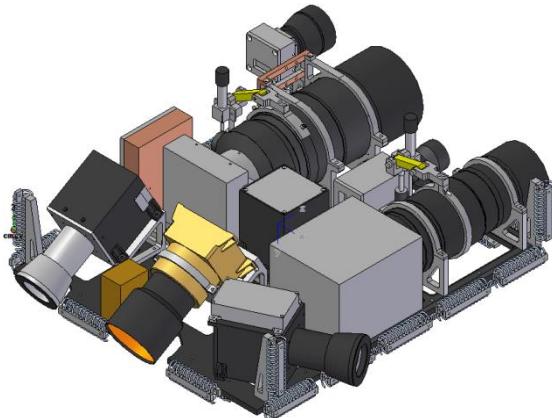
Gambar 10. Grafik Beban Statik terhadap Lendutan pada konfigurasi *shear or roll*



Gambar 11. Pegas baja “ENIDINE” tipe WR2



Gambar 12. Tampak bawah isometrik konfigurasi peredam getar muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB



Gambar 13. Tampak atas isometrik konfigurasi peredam getar muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB

4. KESIMPULAN

Berdasarkan perhitungan telah didapatkan hasil untuk pegas pada posisi *compression*, $W = 42,91N$ dan $K_v = 155,57kN/m$ dengan total 16 pegas [6]. Sedangkan untuk pegas pada posisi *shear or roll*, $W = 19.6N$ dan $K_v = 17,76kN/m$ dengan total 15 pegas [6]. Selanjutnya, penempatan pegas ditentukan dengan konfigurasi seperti yang ditampilkan pada Gambar 12 dan Gambar 13. Hasil perhitungan menunjukkan keluaran performa redaman seperti yang ditampilkan pada Tabel 1 [6].

Nilai A_o tersebut cukup aman untuk *parts/komponen* muatan. Hasil perhitungan ini merupakan prediksi awal dari desain dan konfigurasi muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB, selanjutnya perlu dilakukan pengujian pada level subsistem sebagai upaya verifikasi sebelum dilakukan implementasi dan pengujian pada level satelit dengan harapan komponen-komponen muatan satelit LAPAN-

A3/LAPAN-IPB mampu menerima beban getar selama proses peluncuran.

Tabel 1. Performa redaman WR2-100 pada muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB

output performance	compression	roll/share
quantity (pcs)	16	15
f_n (Hz)	14.42	12.87
A_o (g)	0.08	0.1

Model: WR2-100-10-E

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada bapak Drs. Abdul Rahman, M.T., selaku kepala Pusat Teknologi Satelit LAPAN, bapak Abdul Karim, S.T., M.T., selaku kepala bidang program dan fasilitas, yang telah memfasilitasi penelitian ini atas arahan dan bimbingannya sehingga karya tulis ilmiah ini dapat terselesaikan dengan baik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Budiantoro, P. A., dan Huzain, M. F. Perancangan Struktur Satelit LAPAN-ORARI/LAPAN-A2 untuk Menghasilkan Mass Properties yang Optimal. 2013
- [2] Den Hartog, J.P. *Mechanical Vibrations Third Edition*. USA: McGrawHill Book Company, Inc., 1947
- [3] http://www.enidine.com/CorporateSite/media/itt/Resources/TechnicalData/WR_Catalog_2012.pdf?ext=.pdf. Diakses pada 4 Februari 2015
- [4] Huzain, M. F. Rancangbangun dan Implementasi Baffle untuk Star Sensor STS-LPN-016. 2012

- [5] PSLV-C#/LAPAN-IPB/A3. *Spacecraft Interface Control Document (ICD)*, Issue No. 1, Antrix Corporation Limited, Bangalore, India and LAPAN, Indonesia. 2014
- [6] Perhitungan Peredam Getar Pada Muatan LAPAN-A3/LAPAN-IPB, *Technical Document*, Pusteksat, 2015
- [7] Thimosenko, S., dan John Wiley. *Mechanics of Materials*. 1990
- [8] Triharjanto R. H. Peredam Kejut dan Getaran Bagi Muatan RX-250. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, Vol. 6, No.1 , Juni 2008

RANCANG BANGUN BAFFLE UNTUK PITCH SENSOR SATELIT LAPAN-A3

*BAFFLE DESIGN FOR SATELLITE LAPAN - A3 PITCH
SENSOR*

Wahyu Akbar Megah

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN
wahyu.akbar@lapan.go.id

Abstrak

Sensor *pitch* merupakan salah satu sub sistem satelit LAPAN-A3. Sensor yang digunakan pada sensor *pitch* satelit LAPAN-A3 adalah sensor optik. Kinerja dari sensor optik sangat dipengaruhi oleh cahaya yang diterima oleh sensor itu sendiri. Cahaya yang terlalu sedikit atau yang berlebihan dapat menurunkan kualitas pembacaan atau pengukuran sensor optik. Oleh karena itu, penelitian ini perlu dilakukan dengan tujuan rancang bangun dan implementasi penahan cahaya guna menghindari penurunan kualitas yang disebabkan oleh cahaya yang berlebihan pada sensor *pitch* satelit LAPAN-A3. Parameter utama dalam mendesain *baffle* adalah bidang pandang (α_{FOV}) dan diameter optik (a) serta panjang *baffle* (s). Spesifikasi yang diketahui dan direncanakan antara lain $\alpha_{FOV} = 5.04$, $a = 19.5 \text{ mm}$, $s = 63 \text{ mm}$, $w_o = 6 \text{ mm}$. Dari spesifikasi sensor pada sensor *pitch* LAPAN-A3 tersebut, maka nilai-nilai yang didapatkan melalui perhitungan yaitu: $D_B = 44.545 \text{ mm}$, $r = 28.27 \text{ mm}$ dan $\alpha_d = 33.55^\circ$; dengan jarak sekat dari ujung *baffle* adalah jarak sekat 1= 0 mm; jarak sekat 2= 8.4 mm, jarak sekat 3=17.16 mm, dan jarak sekat 4= 26.28; diameter masing-masing sekat tersebut adalah 44.54 mm, 43.80 mm, 43.03 mm, dan 42.23 mm.

Baffle dengan parameter-parameter sekat di atas dapat menjamin salah satu dari setidaknya dua refleksi cahaya yang menuju sensor akan mengenai salah satu sekat. Selain itu, sekat-sekat tersebut dapat dipastikan tidak akan mengganggu bukaan *field of view* dari *pitch sensor* LAPAN-A3.

Kata kunci: Penentuan Sikap Satelit, Penahan Cahaya

Abstract

Pitch sensor is one of LAPAN-A3 satellite sub-system. The sensor used in the pitch sensor of LAPAN-A3 satellite is an optical sensor. The performance of the optical sensor is strongly influenced by the light received by the sensor itself. Too less or excessive light may degrade the quality of reading or measurement of the optical sensor. Therefore, it is necessary to conduct this research with the purpose of design, build and implementation of light barrier in order to avoid quality degradation caused by excessive light on the pitch sensor of LAPAN-A3 satellite. The main parameter in the designing baffles is field of view (aFOV), optical diameter (a) and length of baffle (s). The known and planned specifications are including $aFOV = 5:04$, $a = 19.5\text{mm}$, $s = 63\text{mm}$, $w_0 = 6\text{mm}$. From the sensor specifications of LAPAN-A3 pitch sensor, therefore the values that are obtained through calculation are following: $DB = 44.545\text{ mm}$; $r = 28.27\text{ mm}$; $ad = 33.55\text{O}$; with a vane distance from the end of baffle is $1 = 0\text{ mm}$; vane distance $2 = 8.4\text{ mm}$, vane distance $3 = 17.16\text{ mm}$, and vane distance $4 = 26.28$; the diameter of each vanes are 44.54 mm , 43.80 mm , 43.03 mm and 42.23 mm , respectively. Baffle with the above vane parameters can guarantee that one of at least two light reflections that toward to the sensor will touch one of the vane. Moreover, the vanes certainly will

not interfere the aperture of field of view of the LAPAN-A3 pitch sensor.

Keywords: *Satellite Attitude Determination, Light Barrier.*

1. PENDAHULUAN

Sensor *pitch* merupakan salah satu sub sistem satelit LAPAN-A3 dan merupakan salah satu perangkat untuk penentuan sikap (*attitude determination*) satelit LAPAN-A3. Sensor yang digunakan pada sensor *pitch* adalah sensor optik. Kinerja dari sensor optik sangat dipengaruhi oleh cahaya yang diterima oleh sensor itu sendiri. Cahaya yang terlalu sedikit atau yang berlebihan dapat menurunkan kualitas pembacaan atau pengukuran sensor optik. *Baffle* atau penahan cahaya diperlukan guna menghindari penurunan kualitas yang disebabkan oleh cahaya yang berlebihan.

Penelitian tentang *baffle* telah dilakukan untuk digunakan pada satelit CBERS (*China Brasil Earth Resources Satellite*) 3 dan 4, yang mana *baffle* tersebut dirancang untuk meredam pemantulan cahaya yang sering kali datang secara acak. Parameter utama dalam mendesain *baffle* adalah *field of view* (bidang pandang) dari optik kamera atau sensor *pitch* dan diameter optik (*a*) itu sendiri.

Pada penelitian ini, *baffle* dirancang dengan beberapa *vane* atau *sekat* (ditampilkan pada Gambar 4) untuk mengendalikan pantulan acak dari cahaya yang masuk ke dalam sensor. Sekat-sekat tersebut dirancang untuk mengontrol cahaya supaya tidak mengenai lensa secara langsung. Tujuan penelitian ini adalah rancang bangun dan implementasi penahan cahaya guna menghindari penurunan kualitas yang disebabkan oleh cahaya yang berlebihan pada kamera *pitch*.

2. DASAR TEORI

Pada bagian ini dipaparkan berbagai aspek dasar dari sensor *pitch*, yaitu kamera, *fused silica*, refleksi cahaya dan *anodizing*.

2.1. KAMERA

Pada dasarnya *pitch* sensor terdiri atas dua komponen utama, yaitu *Optical Head Unit/OHU* (sistem kamera) dan *Data Processing Unit/DPU* (unit elektronik pengolah data). *OHU* berfungsi untuk mengambil citra bintang sedangkan *DPU* berfungsi untuk melakukan proses perhitungan posisi bintang. Jenis kamera yang digunakan pada sensor *pitch* umumnya berbasis sensor *CMOS* atau *CCD*. Satelit Lapan-A3 menggunakan sensor *pitch* sensor berupa kamera berbasis sensor *CCD*.

Kamera atau sensor *pitch* (

Gambar 1) merupakan sensor optik *CCD*. Dalam penelitian ini, sensor *pitch* tersebut dilengkapi dengan lensa LM100JC. Parameter numerik yang diketahui dari spesifikasi teknis kamera *pitch* dan lensa LM100JC, adalah sebagai berikut [3]:

$$\begin{aligned} \alpha_{FoV} &= 5.04 \text{ (sudut } field of view) \\ l &= 70 \text{ mm (panjang lensa)} \\ a &= 42 \text{ mm (diameter lensa)} \end{aligned}$$



Gambar 1. (a) kamera *pitch* sensor (b) lensa LM100JC.

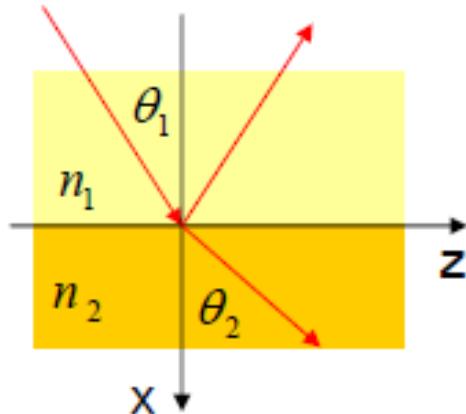
2.2. FUSED SILICA

Fused silica atau silika *vitreo* adalah sejenis kaca yang dibuat melalui *pirolisis silikon tetraklorida* pada suhu tinggi atau dari peleburan kuarsa (pasir murni). Kaca ini sering disebut kaca kuarsa (*quartz glass*). Kaca ini mempunyai ciri-ciri nilai ekspansi rendah dan titik pelunakan tinggi. Karena itu, kaca ini mempunyai ketahanan termal lebih tinggi daripada kaca lain. Kaca ini juga sangat tahan terhadap radiasi *ultraviolet* [4]. Kaca jenis inilah yang sering digunakan sebagai *kuvet* untuk *spectrometer UV-Visible*.

2.3. REFLEKSI CAHAYA

Hukum pertama optik yang juga menjelaskan karakteristik cahaya adalah bahwa “cahaya berpropagasi dalam medium lurus ke depan”. Arah cahaya dapat diubah dengan menggunakan kaca. Kaca memantulkan cahaya yang datang. Sifat ini dirumuskan dalam hukum optik kedua yaitu bahwa “besarnya *angle of incidence* (sudut datang,) sama dengan *angle of reflection* (sudut pantul)”. Snellius II adalah : Perbandingan sinus sudut datang(θ_1) dengan sinus sudut bias (θ_2) selalu konstan”, nilai

konstanta dinamakan indeks bias (n_1 dan n_2). Ilustrasi refleksi cahaya tersebut digambarkan pada Gambar 2.



Gambar 2. Reflektans pada permukaan.

Reflektans permukaan bahan penyerap seperti logam mempunyai indeks bias kompleks [2]:

$$n = n' - in'' \quad (1)$$

$$n_1 = 1; n_2 = n_2' - in_2'' \quad (2)$$

$$\text{Snellius : } \sin \theta_1 = \left(n_2' - in_2'' \right) \sin \theta_2 \quad (3)$$

Koefisien refleksi:

$$r_s = \frac{n_1 \cos \theta_1 - n_2 \cos \theta_2}{n_1 \cos \theta_1 + n_2 \cos \theta_2} \quad (4)$$

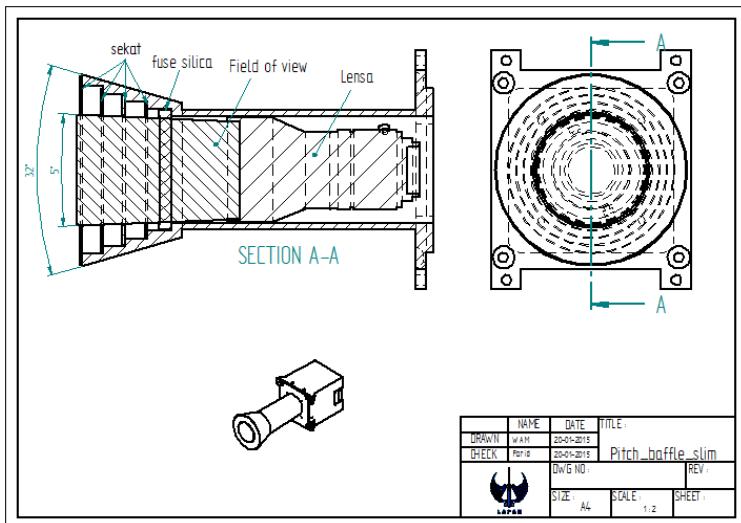
$$r_p = \frac{n_1 \cos \theta_2 - n_2 \cos \theta_1}{n_1 \cos \theta_2 + n_2 \cos \theta_1} \quad (5)$$

2.4. ANODISASI

Selain dipengaruhi oleh kerataan atau kehalusan lapisan permukaan, iluminasi cahaya juga sangat dipengaruhi oleh nilai kecerahan bahan. Oleh sebab itu, proses *black anodize* (anodisasi hitam) perlu dilakukan untuk mengurangi tingkat kecerahan bahan.

Proses anodisasi adalah proses pembentukan lapisan oksida pada logam dengan cara mereaksikan atau mengkorosikan suatu logam terutama aluminium dengan oksigen (O_2) yang diambil dari larutan elektrolit yang digunakan sebagai media, sehingga terbentuk lapisan oksida. Proses ini juga disebut sebagai *anodic oxidation* [7].

Selama proses oksidasi, anoda permukaan alumunium diubah menjadi oksida alumunium. Di mana reaksi kimia yang terjadi yaitu: $2Al + 3H_2SO_4 \rightarrow Al_2O_3 + 3H_2O + 3SO_2$. Asam sulfat yang digunakan haruslah asam pekat yang kemudian menjadi oksidator. Ketebalan oksida kurang lebih dua kali alumunium yang hilang. Beberapa manfaat lain dari oksidasi anoda alumunium antara lain adalah meningkatkan ketahanan korosi, memperbaiki penampilan dan meningkatkan ketahanan abrasi.

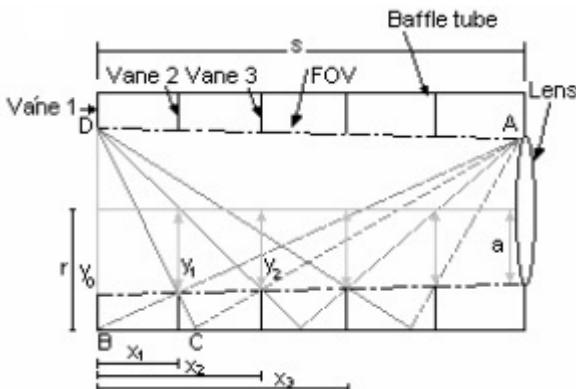


Gambar 3. Konfigurasi penuh dari *baffle* kamera *pitch* sensor.

3. RUMUSAN DAN HASIL PERHITUNGAN BAFFLE

3.1. RUMUSAN BAFFLE

Konfigurasi keseluruhan *baffle* dari *pitch* sensor adalah seperti terlihat pada Gambar 3. Dalam konfigurasi seperti gambar tersebut, guna perhitungan parameter *baffle* dan posisi sekat-sekat (x_i) kita harus mengetahui sudut bidang pandang (α_{FOV}), diameter optik (a), dan mendefinisikan panjang *baffle* (s). Dalam kasus ini, panjang *baffle* ditentukan dari ujung lensa sampai dengan sekat terluar *baffle* (sekat pertama) [3]. Diameter terkecil dari *baffle* tidak boleh lebih kecil dari dimensi tabung *casing* (penutup) lensa.



Gambar 4. Berkas cahaya dan pantulannya pada permukaan *baffle* untuk menentukan posisi sekat-sekat *baffle* [5].

Diameter bukaan dalam *baffle* dinyatakan pada persamaan (6). Sementara, sudut cahaya datang yang jatuh langsung mengenai lensa dinyatakan pada persamaan (7),

$$D_B = 2x_0 = 2 \left[\tan\left(\frac{\alpha_{FOV}}{2}\right) \right] \times s + a \quad (6)$$

$$a_d = \arctan\left(\frac{a + \frac{D_B}{2}}{s}\right) \quad (7)$$

Posisi sekat ke-*i* atau x_i diukur dari sekat pertama, yaitu $x_0 = o$ dan y_0 masing-masing menunjukkan nilai-nilai untuk sekat pertama atau terluar

$$x_{i+1} = (y_0 - y_{i+1}) \frac{s}{y_0 - a} \quad (8)$$

Jari-jari buaan sekat *i* adalah y_i :

$$y_{i+1} = r - \frac{r + a}{1 + z_i} \quad (9)$$

Di mana:

$$\text{jari-jari luar } baffle \ r = \frac{D_B}{2 + w_0} \quad (10)$$

$$z_i = 2a \left[r - y_0 + x_i \frac{y_0 - a}{s} \frac{y_0 + r}{y_0 + y_i} \right]^{-1} \quad (11)$$

dan w_0 adalah lebar sekat-sekat o yang harus ditentukan. Sementara, variabel - variabel lain pada persamaan (8) samapi dengan (10) akan di jelaskan pada sub bab berikutnya.

3.2. HASIL PERHITUNGAN

Berdasarkan nilai numerik dari kamera atau sensor *pitch* di atas dan juga dari perencanaan ukuran *baffle* di bawah ini:

s = 63 mm (panjang *baffle* yang direncanakan, dari lensa)

w_0 = 6 mm (tebal dinding *baffle* yang direncanakan)

maka dari perhitungan dengan menggunakan rumus *baffle* di atas didapatkan hasil-hasil perhitungan sebagai berikut:

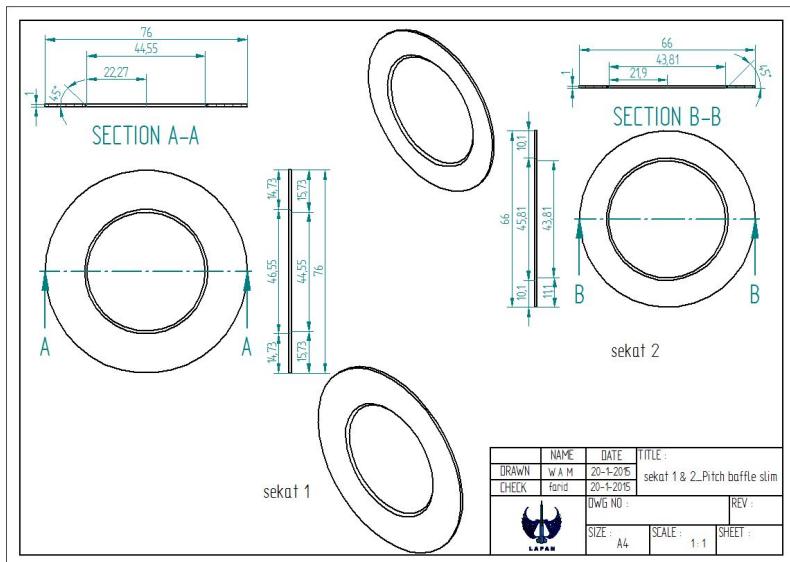
D_B = 44.54 mm (diameter bukaan dalam *baffle*)

r = 28.27 mm (jari-jari luar *baffle*)

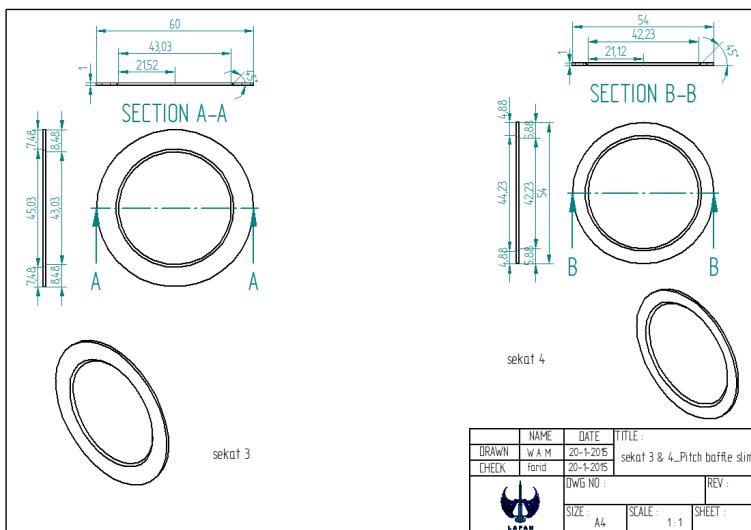
a_d = 33.55° (sudut cahaya datang yang langsung mengenai lensa) di mana x_i adalah jarak sekat i dari sekat pertama (terjauh dari lensa), dan y_i adalah ukuran jari-jari bukaan (jari-jari dalam) sekat i . Detail desain tiap sekat *baffle* dapat dilihat dalam Tabel 1, Gambar 5, dan Gambar 6.

Tabel 1. Parameter sekat-sekat baffle.

Sekat (i)	x_i (mm)	y_i (mm)
1	0.00	22.27
2	8.40	21.90
3	17.16	21.51
4	26.28	21.11

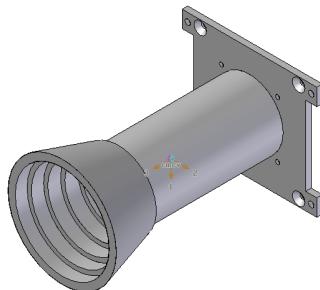


Gambar 5. Parameter sekat baffle pertama dan kedua

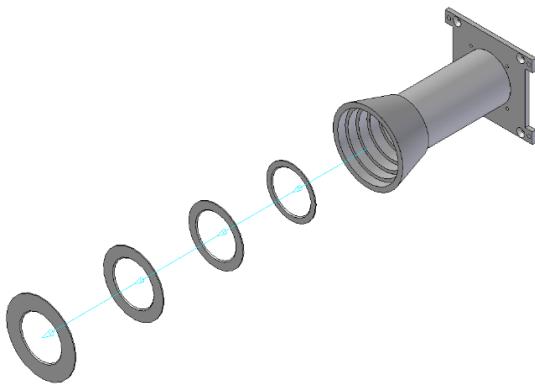


Gambar 6. Parameter sekat *baffle* ketiga dan keempat.

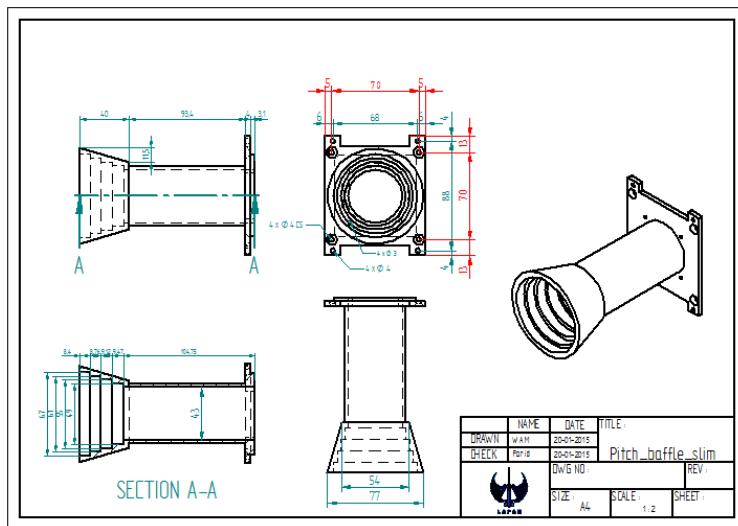
Sekat-sekat tersebut kemudian diintegrasikan dengan *baffle*. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada gambar-gambar desain *baffle* pada Gambar 5 sampai dengan Gambar 11 di bawah ini. Gambar integrasi penuh desain *baffle* pada kamera *pitch* sensor dapat dilihat pada Gambar 11.



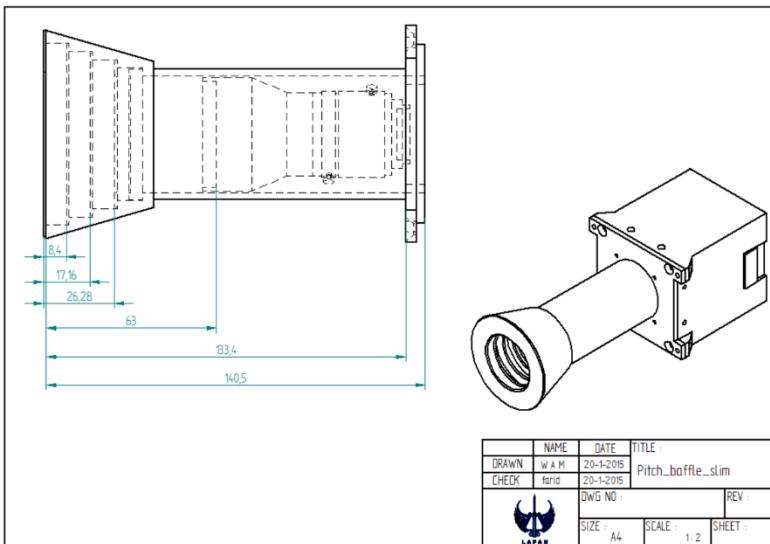
Gambar 7. Tampak tiga dimensi *baffle* tanpa sekat-sekatnya.



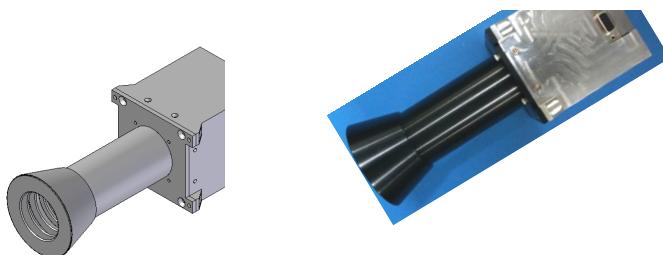
Gambar 8. Tampak tiga dimensi *baffle* kamera *pitch* sensor lengkap dengan sekat-sekatnya.



Gambar 9. Tampak irisan *baffle* kamera *pitch sensor* tanpa sekat-sekat.



Gambar 10. Tampak samping konfigurasi baffle kamara pitch sensor lengkap dengan sekat-sekat.



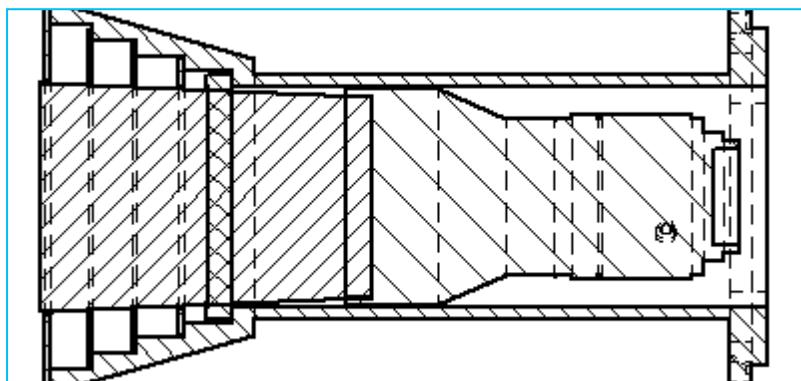
Gambar 11. Konfigurasi keseluruhan desain baffle pada kamera pitch sensor

3.3. ANALISIS

Parameter sekat *baffle* di atas diprediksi dapat menjamin setidaknya satu dari dua refleksi cahaya yang menuju sensor akan mengenai salah satu sekat. Dua pantulan acak yang jatuh pada *black anodized baffle* (*baffle* dengan anodisasi warna hitam) cukup tereduksi dengan baik.

Parameter sekat *baffle* juga dapat dipastikan tidak akan mengganggu bukaan *field of view* dari kamera *pitch*, sehingga tidak akan terganggu ketika sedang menangkap gambar objek (

Gambar 12).



Gambar 12. Tampak samping pengaruh sekat *baffle* terhadap sudut *field of view*.

Setelah pada ujung lensa dipasang *baffle*, cahaya pengganggu diperkirakan akan tereduksi dengan baik. Berdasarkan spesifikasi teknis, kamera atau sensor *pitch* akan menangkap objek bintang dengan optimal ketika cahaya yang datang dari bulan atau bumi kurang dari 6 *mag*. Ini berarti kita bisa melihat jarak bintang-bintang

pada magnitudo 6 bahkan ketika albedo bumi mengenai *baffle*.

4. KESIMPULAN

Dari hasil penelitian ini, dapat disimpulkan bahwa parameter-parameter sekat yang sudah kita dapatkan di atas dapat diimplementasikan untuk membuat bagian-bagian *baffle* guna menghindari kemungkinan penurunan kualitas yang disebabkan oleh cahaya yang berlebihan pada kamera atau sensor *pitch*. Bahan yang digunakan adalah aluminium Al 7075 T-651 dengan proses akhir *black anodize*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terimakasih kepada bapak Drs. Abdul Rahman, M.T., selaku kepala pusat teknologi satelit LAPAN, bapak Abdul karim, S.T., M.T., selaku kepala bidang program dan fasilitas, yang telah memfasilitasi penelitian ini atas arahan dan bimbingannya sehingga karya tulis ilmiah ini dapat terselesaikan dengan baik, serta kepada teman-teman *workshop* yang telah membantu proses permesinan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Austin, George T. 1984. *Shereve's Chemical Process Industries*. The Mc Graw Hill inc.
- [2] <http://phys.unpad.ac.id/wp-content/uploads/2009/03/Optik-Moderen.pdf>.
Diakses pada 4 Agustus 2015.

- [3] Renner, U. Prof. Dr.-ing. *IRE Report STS-500*. Institut fur Raumfahrt elektronik, Berlin, Germany, 2008.
- [4] Rodríguez, M.F et.al.. *Analysis of Optical Properties Behavior of Clearcerem, Fuse Silica and CAF2 Glasses Expose To Simulated Space Conditions*. ICSO, Rhodes, Greece, 2010.
- [5] Saifudin, M.A., 2009. *Laporan Training Star Sensor TU Berlin*. Pusteklegan LAPAN, Bogor.
- [6] Scaduto, L.C.N et.al. *Baffle Design and Analysis of stray-light in Multispectral Camera of a Brazilian Satellite*. XXIX ENFMC, 2006.
- [7] Santhiarsa, I.G.N.N., Pengaruh Kuat Arus Listrik dan Waktu Proses Anodising Dekoratif pada Alumunium Terhadap Kecerahan dan Ketebalan Lapisan. *Jurnal Ilmiah Teknik Mesin Cakram*, Vol. 4, No. 1, 2010.

**STUDI PERBANDINGAN INTENSITAS/ DENSITAS
MAGNET BERBASIS LOGAM TANAH JARANG
NEODYMIUM (NdFeB) SEBAGAI APLIKASI PADA
KOMPONEN SATELIT DI BANDINGKAN DENGAN
MAGNET CERAMIC/ FERRITE DAN SmCo**

*COMPARATIVE STUDY OF INTENSITY/ DENSITY
BASED ON RARE EARTH ELEMENT NEODYMIUM
(NdFeB) MAGNET AS SATELLITE COMPONENT
APPLICATION ARE COMPARE WITH CERAMIC/
FERRITE AND SmCo MAGNET*

Poki Agung Budiantoro, Robertus Heru Triharjanto

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN
lapan_poki@yahoo.com

Abstrak

Penggunaan logam tanah jarang memicu berkembangnya material baru. Perkembangan material ini banyak diaplikasikan di berbagai sektor industri untuk meningkatkan kualitas produk, yang pada akhirnya dapat memicu kemajuan teknologi. Pada produk-produk keantariksaan diperlukan magnet yang memiliki intensitas tinggi dengan ukuran dan massa yang sekecil mungkin. Sehingga material yang dapat membuat suatu magnet dengan intensitas magnet tinggi dengan berat jenis kecil akan sangat berpotensi untuk digunakan untuk aplikasi tersebut. Makalah ini membahas magnet permanen NdFeB

yang mengandung unsur logam tanah jarang Neodymium (Nd). Metodologi yang digunakan adalah dengan menganalisis data intensitas magnet Neodymium (NdFeB), magnet Ceramic/ Ferrite dan magnet SmCo dibandingkan dengan densitas masing-masing magnet. Pada komposisi $Nd_2Fe_{14}B$, magnet permanen memiliki nilai intensitas magnet dan nilai koersivitas yang tinggi. Hasil studi literatur menunjukkan bahwa untuk komponen satelit, penggunaan magnet permanen dengan unsur Neodymium (Nd) lebih unggul dibandingkan jenis magnet permanen lainnya yaitu Ceramic/ Ferrite dan SmCo (Samarium Cobalt).

Kata kunci: magnet Neodymium (NdFeB), komponen satelit, logam tanah jarang, magnet Ceramic/ Ferrite, magnet SmCo.

Abstract

The use of rare Earth element lead to the development of new materials. The developments of these materials are widely applied in various industries to improve quality of the products, that can lead to advancement in technology. Aerospace applications requires magnet that has high intensity strength with a small weight and size, because in most cases the space/weight allocated are small. Therefore, there is a need for material that can be used to create a magnet with high strength and low weight. The paper discuss permanent magnets NdFeB that consist of rare Earth element Neodymium (Nd). The methodology is used by analyzing the intensity data Neodymium magnets (NdFeB), magnetic Ceramic/ Ferrite and SmCo magnet which compared to the density of each magnets. On the composition of permanent magnet $Nd_2Fe_{14}B$ produces a magnet that has a high magnetic intensity values and has

high a value of coercivity. Literature study show that for satellite components, the permanent magnet with Neodymium (Nd) element is better than permanent magnets from other metrials such as Ceramic/ Ferrite dan SmCo (Samarium Cobalt).

Keywords: *Neodymium (NdFeB) magnet, satellite components, rare earth element, Ceramic/ Ferrite magnet, SmCo magnet.*

1. PENDAHULUAN

Unsur tanah jarang, sesuai namanya, merupakan unsur yang sangat langka atau keterdapatannya sangat sedikit dan di alam berupa senyawa kompleks, umumnya senyawa kompleks fosfat dan karbonat. Seiring dengan perkembangan teknologi pengolahan material, unsur tanah jarang semakin dibutuhkan, dan umumnya pada industri teknologi tinggi. Di Indonesia mineral mengandung unsur tanah jarang terdapat sebagai mineral ikutan pada komoditas utama terutama emas dan timah aluvial yang mempunyai peluang untuk diusahakan sebagai produk sampingan yang dapat memberikan nilai tambah dari seluruh potensi bahan galian. Potensi endapan emas aluvial tersebut relatif melimpah dapat dijumpai tersebar di sebagian pulau-pulau besar di Indonesia. Sedangkan pada Jalur Timah Asia Tenggara yang mengandung sebagian besar sumber daya timah dunia melewati wilayah Indonesia mulai dari Kepulauan Karimun, Singkep sampai Bangka dan Belitung merupakan potensi strategis yang dapat memberikan kontribusi besar kepada pembangunan nasional. Penggunaan logam tanah jarang sangat luas dan

erat kaitannya dengan produk industri teknologi tinggi, seperti industri komputer, telekomunikasi, nuklir, dan ruang angkasa. Di masa mendatang penggunaan tanah jarang di perkirakan akan meluas, terutama unsur tanah jarang tunggal, seperti *Neodymium*, *Samarium*, *Europium*, *Gadolinium*, dan *Yttrium* [1].

Material magnetik termasuk material yang penting dalam aplikasinya di banyak sektor industri. Bersama dengan material teknik lainnya, material magnetik diperlukan di dalam produk-produk industri terutama yang memerlukan efek interaksi listrik-magnet. Pada dasarnya material magnetik dikelompokkan ke dalam dua kelompok aplikasi besar yaitu magnet permanen (*hard permanent magnets*) dan magnet tidak permanen (*soft permanent magnets*). Magnet permanen adalah magnet yang memiliki sifat kemagnetan yang tetap melekat walaupun proses magnetisasi telah selesai dilakukan. Sedangkan magnet tidak permanen adalah sebaliknya yaitu sifat kemagnetannya hilang setelah proses magnetisasi dihentikan [2]. Magnet tidak permanen digunakan pada produk-produk tertentu yang memerlukan perubahan nilai magnetisasi atau magnetisasi yang periodik seperti *core* untuk *power* transformator, stator dan rotor pada generator listrik. Magnet permanen pada dasarnya digunakan untuk produk yang memiliki nilai magnetisasi yang tetap.

Magnet permanen berbasis logam tanah jarang Neodymium (NdFeB) adalah magnet permanen dengan karakteristik yang sangat baik (energi produk tinggi dan *coercive force* tinggi dan lain-lain) dan relatif biaya yang rendah. Magnet ini kedepannya akan dapat menggantikan tradisional magnet seperti hard ferrite, AlNiCo and SmCo di beberapa bidang seperti peralatan elektro-akustik, motor listrik, sensor/ transducer, auto industri dan lain-lain [3]. Dengan kemampuan magnet Neodymium yang sangat baik,

permintaan terhadap logam Neodymium menjadi meningkat [4].

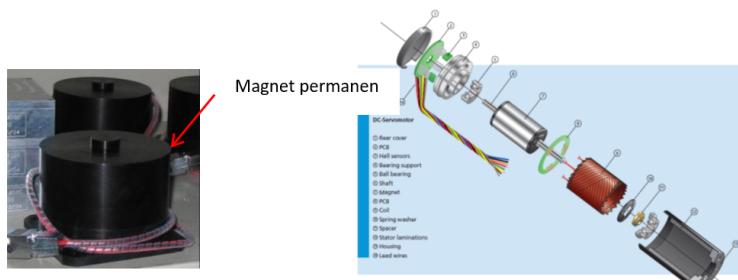
Pada aplikasi kedirgantaraan (*aerospace*), penambahan berat dan volume berakibat pada secara eksponensial pada biaya. Bahkan pada banyak kasus, berat dan volume berupakan batasan desain yang tidak bisa ditawar. Sehingga penemuan material baru yang mempunyai performa sama namun lebih ringan dan/atau kecil akan sangat berarti. Penggunaan magnet pada komponen pesawat terbang, roket, dan satelit, umumnya adalah untuk aktuator, instrumen navigasi, dan radar. Tujuan dari penelitian ini adalah mencari material-material yang dapat meningkatkan kemampuan komponen mekanik satelit. Penelitian dilakukan dengan studi literatur di bidang teknologi material dan teknologi satelit.

2. MATERIAL DAN METODOLOGI

2.1. MATERIAL

Salah satu penggunaan magnet permanen pada satelit adalah pada motor listrik yang digunakan sebagai aktuator. Misalnya, pada *reaction wheel* satelit LAPAN menggunakan *brushless DC* motor dari Faulhaber [5]. Perangkat tersebut berfungsi untuk mengubah dan menjaga orientasi satelit, misalnya agar kamera dan antenanya menghadap pada satu posisi di bumi sehingga bisa mengambil gambar atau mengirimkan data pada target di posisi tersebut. *Reaction wheel*, yang umumnya dipasang pada tiga sumbu satelit, terdiri dari *inertia wheel* yang diputar oleh motor listrik. Perputaran *wheel* ke satu arah dengan percepatan sudut tertentu akan membuat satelit menoleh ke arah yang berlawanan. Efek tersebut juga digunakan untuk melawan torsion dari gangguan di lingkungan antariksa pada satelit, sehingga orientasinya tidak berubah.

Karena fungsinya yang sangat sensitif terhadap keberhasilan misi satelit, motor listrik yang digunakan harus dapat bekerja dengan stabil selama bertahun-tahun, yang umumnya bekerja pada kecepatan putar tinggi. *Brushless* motor yang digunakan di *reaction wheel* satelit LAPAN mempunyai magnet permanennya ada di bagian tengah (rotor), seperti pada gambar 1.

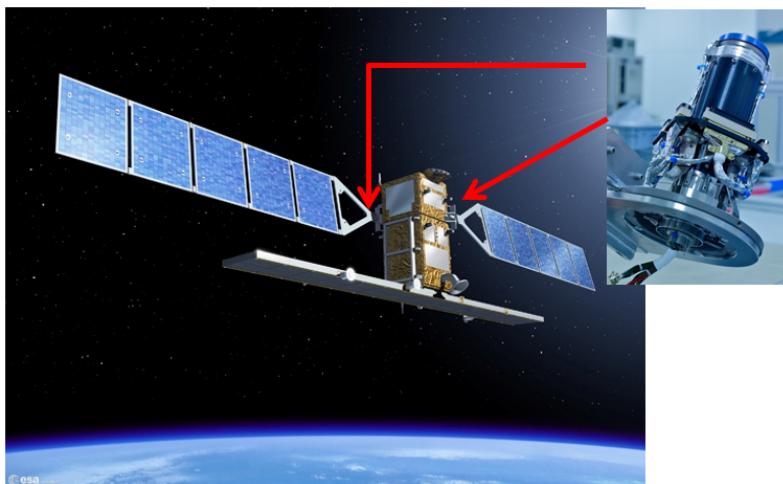


Gambar 1. Reaction wheel satelit LAPAN dan brushless DC motor Faulhaber [6]

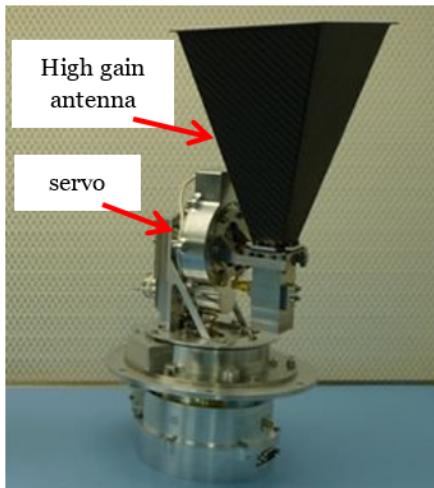
Pada satelit yang memerlukan konsumsi daya yang tinggi, umumnya digunakan panel surya yang dibentang. Pada sistem tersebut kerap aktuator penjejak matahari (*sun tracking*) untuk menjaga agar orientasi panel surya selalu tegak lurus terhadap sinar matahari, sehingga pengisian listrik pada batere dapat dilakukan secara optimal. Perangkat tersebut terdiri dari motor servo yang pengendalinya terhubung dengan sensor sudut matahari (Gambar 2). Perangkat ini berkerja secara terus menerus, dan keberhasilannya sangat menentukan ketersediaan listrik di satelit, sehingga harus mempunyai keandalan yang tinggi. Motor servo tersebut umumnya menggunakan magnet permanen sebagai stator.

Motor servo juga digunakan pada aktuator antena *high gain* (Gambar 3). Aktuator tersebut berfungsi untuk membuat antena dapat mempunyai orientasi yang berbeda

dengan satelit. Hal tersebut berguna pada satelit observasi Bumi, di mana untuk mengambil citra yang optimal, kamera akan dioreintasikan ke nadir, sementara untuk mendapatkan *link budget* yang optimal, *main lobe* dari antena harus diarahkan ke posisi stasiun Bumi.



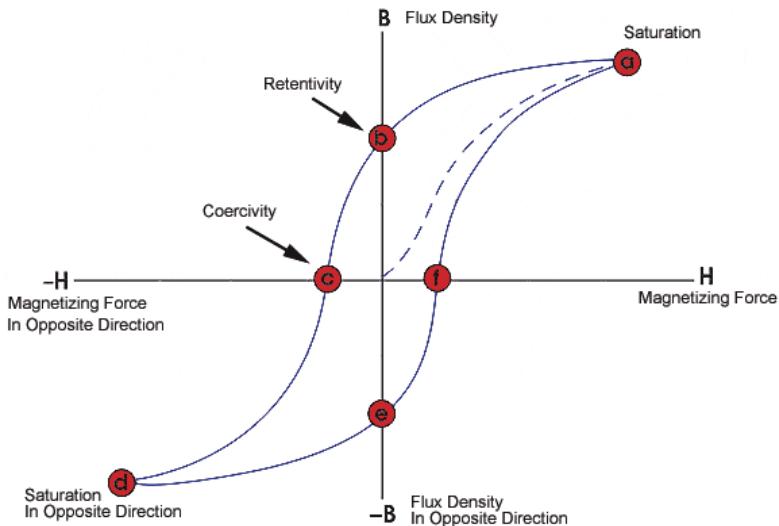
Gambar 2. Aktuator penjejak matahari dari Ruag [7] yang terpasang di satelit Cosmo-Skymed (sumber: <http://spacenews.com/italian-commitment-to-next-gen-radar-satellites-in-time-to-avert-gap/>)



Gambar 3. Sistem orientasi antena *high gain* SSTL [8] (sumber:
<http://www.sstl.co.uk/Products/Subsystems/Communication/Antennas/High-Gain-X-Band-Antenna-Pointing-Mechanism>)

Kekuatan permanen magnet pada motor listrik/servo akan berbanding lurus terhadap torsi yang bisa dihasilkan. Sehingga, pada *reaction wheel* misalnya, torsi tersebut akan menjadi fungsi dari kecepatan reaksi toleh satelit.

Sebelum dijadikan magnet, suatu material dapat diketahui karakteristik magnetisnya dengan cara melakukan pengujian sifat magnetik menggunakan *Vibrating Sampel Magnetometer* (VSM). VSM merupakan alat/ perangkat yang bekerja untuk menganalisis sifat kemagnetan satu material. Pengujian magnetik material menggunakan VSM dihasilkan kurva histeresis dari material tersebut, seperti terlihat pada Gambar 4 dibawah ini.



Gambar 4. Kurva Histeresis
(sumber:<https://www.nde-ed.org/EducationResources/CommunityCollege/MagParticle/Physics/HysteresisLoop.htm>)

Suatu material yang mula-mula memiliki nilai magnetisasi nol pada daerah medan magnetik, bila diberi medan magnet (H) pada besaran tertentu maka akan diperoleh nilai magnetisasi. Bila medan magnet tersebut dihilangkan maka nilai magnetisasi material tidak menjadi nol atau rapat fluks (B) akan turun akan tetapi turunnya tidak mengikuti kurva naiknya. Rapat fluks magnetik (B) akan turun menuju titik *Retentivity* (b) atau disebut juga *resistivity* ketika medan magnet $H = 0$, hal ini menunjukkan bahwa pada material tersebut masih terdapat fluks magnetik yang tertinggal. Fluks magnetik yang tertinggal (B_r) disebut *remanensi material* atau disebut

juga residual induksi magnetik. Titik C atau disebut dengan titik H_c adalah gaya koersivitas material, yaitu besaran medan magnet atau intensitas H yang diperlukan untuk mengembalikan rapat fluks magnetik menjadi nol.

Magnet adalah suatu benda yang memiliki sifat dapat menarik besi atau baja atau campuran logam lainnya. Material magnetik diklasifikasikan menjadi 4 bagian yaitu [9]:

a. Feromagnetik

Feromagnetik memiliki momen magnetik permanen tanpa adanya medan magnet yang diberikan dari luar. Feromagnetik teletak pada logam transisi, diantaranya adalah Fe, Co, Ni serta pada logam tanah jarang (*rare earth*) seperti Nd, dan Gd.

b. Paramagnetik

Material paramagnetik mempunyai nilai suseptibilitas magnet yang kecil namun masih bernilai positif. Dengan adanya medan magnet yang diberikan pada material paramagnetik, maka dwikutub atom yang bebas berotasi akan mensejajarkan arah sesuai dengan arah medan magnet. Kemudian permeabilitas relatif (yang lebih besar dari satu) dan suseptibilitas magnetik akan sedikit naik. Oleh karena itu, magnetisasi bahan akan muncul jika ada medan dari luar serta dipol magnetik bertindak secara individual tanpa saling berinteraksi dengan dipol yang berdekatan. Contoh material paramagnetik adalah aluminium dan paladium.

c. Diamagnetik

Material diamagnetik mempunyai *susceptibility* magnetik yang kecil dan bernilai negatif. Diamagnetik merupakan sifat magnet yang paling lemah, yaitu tidak permanen dan hanya muncul

selama berada dalam medan magnet luar. Besarnya momen magnetik yang diinduksikan sangat kecil, dan dengan arah yang berlawanan dengan arah medan luar. Contoh material yang termasuk kategori diamagnetik adalah perak, timah hitam dan tembaga.

d. Antimagnetik.

Gabungan momen magnetik antara atom-atom atau ion-ion yang berdekatan dalam suatu golongan bahan tertentu akan menghasilkan pensejajaran anti paralel. Gejala ini disebut anti-ferromagnetik. Sifat tersebut antara lain terdapat pada MnO, bahan keramik yang bersifat ionik yang memiliki ion-ion Mn^{2+} dan O^{2-} . Tidak ada momen magnetik netto yang dihasilkan oleh ion O^{2-} , hal ini disebabkan karena adanya aksi saling menghilangkan total pada kedua momen spin dan orbital. Tetapi ion Mn^{2+} memiliki momen magnetik netto yang terutama berasal dari gerak spin. Ion-ion Mn^{2+} ini tersusun dalam struktur kristal sedemikian rupa sehingga momen dari ion yang berdekatan adalah antiparalel. Karena momen-momen magnetik yang berlawanan tersebut saling menghilangkan, bahan MnO secara keseluruhan tidak memiliki momen magnetik.

2.2. METODOLOGI

Metodologi yang digunakan pada pembahasan makalah ini adalah analisis kualitatif deskriptif, yaitu dengan menganalisis data intensitas magnet Neodymium (NdFeB), magnet Ceramic/ Ferrite dan magnet SmCo dibandingkan dengan densitas masing-masing magnet. Data intensitas dan densitas masing-masing magnet di dapat dari studi pustaka.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. HASIL

Pada komposisi $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ sifat magnet yang dimilikinya lebih baik dibandingkan dengan magnet permanen lainnya seperti : Ferit, Alnico dan Samarium-Cobalt dengan nilai **intensitas magnetiknya** mencapai **7 Tesla** dan nilai **koersivitasnya** atau ketahanan terhadap kerusakan magnetiknya adalah (BH_{Max}) **30- 52 Mega Gauss Oersted** [10].

Sel satuan NdFeB memiliki struktur kristal tetragonal yang kompleks, terdiri dari 68 atom. Ada 6 atom Fe pada sisi yang berbeda, 2 atom Nd pada sisi yang berbeda dan 1 sisi atom B. Semua atom Nd dan atom B bersama dengan 4 atom Fe akan membentuk jaringan heksagonal [10]. Setiap atom Boron menempati tengah prisma tetragonal, yang terbentuk oleh 3 atom oksigen di atas dan di bawah bidang. Pada setiap lapisan Fe di atas dan di bawah bidang terdapat Nd dan B yang menstabilkan struktur ini. Sifat fisik magnet NdFeB seperti pada Tabel 1 [11] :

Tabel 1. Sifat fisis magnet NdFeB

Currie Temperature (°C)	310 - 370
Maximum Operating Temperature (°C)	80 – 240
Resistivity ($\mu \text{ ohm.cm}$)	160
Hardness (Hv)	560 - 580
Density (g/cm ³)	7.40
Relative Recoil Permeability (μ_{rec})	1.05
Saturation Field Strength, kOe (kA/m)	30 – 40 (2400 – 3200)
Temperature Coefficient of Br (%/°C)	- 0.12 ~ -0.10
Temperature Coefficient of iHC (%/°C)	-0.6

Magnet NdFeB mudah di-demagnetisasi pada temperatur tinggi. Hal ini dapat menyebabkan hilangnya sifat kemagnetannya. Dari tabel di atas terlihat bahwa temperatur kerjanya berkisar 80-240 °C. Beberapa cara dapat menjadi solusi agar magnet ini dapat digunakan pada temperatur yang tinggi misalnya melalui pengaturan bentuk geometrinya. Magnet dengan bentuk tipis akan mudah di-degmanetisasi dibandingkan dengan magnet yang berbentuk tebal.

Salah satu produk magnet NdFeB adalah SMDNo 193, yang berbentuk koin dengan diameter 1 inci dan ketebalan 1/8 inci. Berdasarkan pustaka [12], magnet tersebut mempunyai berat 0.43 Oz, grade N52, surface field 2451 Gauss, dan suhu operasi maksimum 80° C.

Berbagai jenis produk magnet selain yang berbasis Nd juga tersedia, di antaranya SmCo, AlNiCo, dan Ferrite, yang karakteristiknya bisa dilihat di Tabel 2.

Tabel 2. Perbandingan nilai kekuatan magnet permanen [13]

Material	Cost Index	Max. Energy Product (BH) _{max} (MGOe)	Coercivity H _{ci} (Koe)	Max. Working Temperature (°C)	Machinability
Nd-Fe-B (sintered)	65%	Up to 45	Up to 30	180	Fair
Nd-Fe-B (bonded)	50%	Up to 10	Up to 11	150	Good
Sm-Co (sintered)	100%	Up to 30	Up to 25	350	Difficult

Sm-Co (bonded)	85%	Up to 12	Up to 10	150	Fair
Alnico	30%	Up to 10	Up to 2	550	Difficult
Hard Ferrite	5%	Up to 4	Up to 3	300	Fair
Flexible	2%	Up to 2	Up to 3	100	Excelent

Berdasarkan pustaka [12], salah satu produk magnet SmCo adalah SMDSo01, yang berbentuk koin dengan diameter 1 inci dan ketebalan 1/8 inci. magnet tersebut mempunyai berat 1.28 Oz, grade 26N, surface field 1000 Gauss, dan suhu operasi maksimum 300° C. Magnet ini tidak memerlukan *protective coating*. *Protective coating* adalah proses pelapisan yang bertujuan agar magnet tahan terhadap serangan korosi.

Salah satu produk magnet Ceramic/ Ferrite adalah SMDCo041, yang berbentuk koin dengan diameter 25 mm dan ketebalan 3 mm. Berdasarkan pustaka [12], magnet tersebut mempunyai, grade C1, dan surface field 500 Gauss. Seperti juga SmCo, magnet ini tidak memerlukan *protective coating*.

3.2. PEMBAHASAN

Dari Tabel 2, terlihat bahwa magnet NdFeB mempunyai intensitas magnet yang tertinggi dibandingkan dengan magnet jenis lain (SmCo, AlNiCo, dan Ferrite). Hal ini menyebabkan magnet NdFeB sangat berpotensi untuk menjadi komponen dari motor berkekuatan (torsi) lebih tinggi dibandingkan dengan magnet SmCo, AlNiCo dan Ferrite. Berdasarkan data di atas, perbandingan intensitas antara magnet Ceramics/ Ferrite dengan magnet

Neodymium adalah 1000 Gauss : 2451 Gauss (0,1 Tesla : 0,251 Tesla). Hal ini berarti bahwa kekuatan intensitas magnet Neodymium 2 (dua) kali lebih besar dari pada intensitas magnet Ceramic/ Ferrite.

Data dari produk-produk magnet yang didapatkan pada bab 3 dan pustaka [14] dapat dikompilasi sebagai berikut pada Tabel 3:

Tabel 3. Perbandingan Residual Induksi per-densitas untuk Material Magnet Ceramic/ Ferrite, SmCo dan Neodymium

Material Magnet	Mass (gr)	Densitas (g/cm ³)	Residual Induksi (Tesla)	Residual Induksi/densi tas
Ceramic/ Ferrite	7.44	4.9	0.22	0.045
SmCo	36	23.7	1.02	0.043
Neodymium	12	7.9	1.43	0.181

Tabel 3 menunjukkan residual induksi magnet Nd lebih besar 1.5 kali dibandingkan magnet SmCo dan lebih besar 6.3 kali dibandingkan dengan magnet Ceramic/Ferrite. Magnet SmCo dan magnet Ceramic/Ferrite adalah magnet yang umumnya digunakan pada motor servo.

Berdasarkan Tabel 3, perbandingan residual induksi per-densitas untuk material magnet, dapat disimpulkan bahwa magnet Neodymium (Nd) paling unggul untuk aplikasi aerospace, seperti pada komponen satelit. SmCo dan Ceramic/ Ferrite memiliki residual induksi per-densitas volume yang hampir sama, namun dengan kekuatan yang sama, magnet dari SmCo akan memiliki dimensi yang jauh lebih kecil (20%) dibandingkan Ferrite. Sehingga magnet

SmCo lebih berpotensi untuk digunakan pada komponen satelit.

SmCo dapat beroperasi pada temperatur maksimal 350°C, sementara magnet Neodymium dapat beroperasi pada temperatur maksimal 80 °C. Untuk aplikasi komponen servo panel surya dan antena yang diletakkan diluar satelit, dimana suhunya bisa mencapai diatas 50°C, magnet SmCo dapat menjadi alternatif yang lebih handal.

4. KESIMPULAN

1. Berdasarkan hasil studi literatur, residual induksi per-volume (Br) , magnet Neodymium (NdFeB) memiliki kekuatan 1.5 kali dibandingkan magnet SmCo dan lebih besar 6.3 kali dibandingkan dengan magnet Ceramic/Ferrite.
2. Hasil studi literatur menunjukkan bahwa berdasarkan internitas magnet/densitasnya, magnet terbaik untuk aplikasi komponen satelit adalah magnet Neodymium; dibandingkan magnet SmCo dan magnet Ceramic/Ferrite.
3. Magnet SmCo akan lebih handal untuk aplikasi komponen servo panel surya dan antena yang diletakkan diluar satelit dibandingkan dengan magnet Nd, karena suhu operasi maksimumnya sangat tinggi.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada redaksi buku ilmiah Pusteksat yang telah bekerja keras untuk mewujudkan terbitnya buku ilmiah Pusteksat ini.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Suprapto, Sabtanto Joko. Tinjauan Tentang Unsur Tanah Jarang, Bidang Program dan Kerjasama – Pusat Sumber Daya Geologi. *Buletin Sumber Daya Geologi*, Vol. 4, 1 April 2009.
- [2] Manaf, A.. Potensi Bahan Lokal Dalam Pengembangan Material Magnet Untuk Industri Di Indonesia. *Jurnal Sains Material Indonesia*, hal. 17-23, Edisi Khusus Oktober 2007.
- [3] ChenYang Technologies GmbH & Co. KG. *ChenYang NdFeB Magnets Neodymium Iron Boron magnets*, 2006.
- [4] Okabe, Toru H., Takeda, O., Fukuda, K. dan Umetsu, Y. Direct Extraction and Recovery of Neodymium Metal from Magnet Scrap. *Material Transaction*, Vol.44 No. 4, hal. 798-801, 2003.
- [5] Mayditia, H., Triharjanto, R.H. *Uji Kualifikasi Terbang Reaction Wheel LAPAN*
- [6] Dr. Fritz Faulhaber GmbH & Co. KG; Technical Information; 5th Edition (2013-2014)
- [7] <http://www.ruag.com/space/products/satellite-structures-mechanisms-mechanical-equipment/satellite-mechanisms/solar-array-drive-mechanisms/> (Diakses pada januari 2015).
- [8] <http://www.sstl.co.uk/Products/Subsystems/Communication/Antennas/High-Gain-X-Band-Antenna-Pointing-Mechanism> (Diakses pada September 2014).
- [9] <http://hardiananto.wordpress.com/2010/05/07/klasifikasi-magnet/> (Diakses pada 2 Juni 2014).
- [10] Novrita Idayanti, Dedi. Karakterisasi Komposisi Kimia Magnet NdFeB dengan Energi Dispersive Spectroscopy (EDS). *Jurnal Elektronika*, Vol.6, No.2, Juli-Desember 2006.

- [11] http://www.cy-magnetics.com/Mag_NdFeB.htm (Diakses pada 3 Juni 2014).
- [12] <http://www.usneodymiummagnets.com/> (Diakses pada Januari 2015).
- [13] <http://www.usrareearthmagnet.com/how-to-choose-permanent-magnet-materials.html> (Diakses pada Januari 2015).
- [14] <http://www.ferrite-info.com/characteristics.aspx> (Diakses pada Maret 2015).

IMPLEMENTASI *PULSE REPETITION FREQUENCY* TERHADAP *UNAMBIGOUS RANGE* PADA SATELIT RADAR

*IMPLEMENTATION OF *PULSE REPETITION FREQUENCY* AGAINST *UNAMBIGOUS RANGE* ON RADAR SATELLITE*

Ade Putri Septi Jayani, Widya Roza

Pusat Teknologi Satelit, LAPAN
adeputri_sjp@yahoo.co.id

Abstrak

Banyaknya pulsa yang dikirimkan oleh Radar dalam setiap detiknya atau yang lebih dikenal dengan istilah *Pulsed Repetition Frequency* (PRF) merupakan salah satu faktor yang perlu diperhatikan dalam perancangan sebuah satelit Radar, karena nilai PRF setiap Radar akan menentukan jarak target maksimum yang dapat dicapai oleh Radar tanpa harus mengalami *range ambiguity*. Dengan mengetahui nilai PRF suatu sistem Radar, jarak target maksimum yang dapat dicapai oleh Radar dapat dihitung. Tulisan ini akan membahas mengenai PRF dan beberapa parameter pulsa Radar yang berkaitan dengan nilai PRF, serta menghitung jarak target maksimum yang dapat dicapai oleh beberapa satelit Radar yang sudah ada dan parameter lainnya yang terkait dengan nilai PRF. Terlebih dahulu dilakukan pengumpulan data berupa nilai PRF, daya

puncak dan lebar pulsa dari beberapa satelit Radar yang sudah ada, barulah kemudian nilai *Pulse Repetition Time* (PRT), *duty cycle*, *pulse energy*, daya rata rata dan *unambiguous range dihitung*. Dari hasil perhitungan didapat bahwa Satelit ALOS-1 dengan PRF 2500 memiliki *unambiguous range* 60 Km, Satelit ERS-1 dengan PRF 1720 memiliki *unambiguous range* 87,2093 Km, Satelit JERS-1 dengan PRF 1606 memiliki *unambiguous range* 93,3998 Km, Satelit SEASAT dengan PRF 1647 memiliki *unambiguous range* 91,0747 Km, Satelit SIR-A dengan PRF 1824 memiliki *unambiguous range* 82,2368 Km, Satelit SRTM (x-band) dengan PRF 1674 memiliki *unambiguous range* 89,6057 Km.

Kata kunci: *Pulsed Radar, Pulse, Pulse Repetition Frequency* (PRF)

Abstract

The number of pulses transmitted by the Radar in every second or better known as Pulsed Repetition Frequency (PRF) is one of the factors that need to be considered in designing a Radar satellite, because PRF will determines the maximum target range that can be reached by the Radar without suffering from range ambiguity. By knowing the value of Radars PRF, the maximum target range can be calculated. This paper will discuss about PRF and some Radar pulse parameters that are related to the PRF value, and then calculate the maximum target range that can be achieved by several existing Radar satellites and other parameters related to the PRF. To begin with, data such as PRF value, peak power and pulse width of some existing Radar satellites are collected, and then the value of Pulse Repetition Time (PRT), duty cycle, pulse energy, average power, and the unambiguous range are calculated. The calculation result shows that satellite

ALOS-1 with PRF 2500 has unambiguous range of 60 Km, satellites ERS-1 with PRF 1720 has unambiguous range 87.2093 Km, Satellite JERS-1 with PRF 1606 has unambiguous range 93.3998 Km, Satellite SEASAT with PRF 1647 has unambiguous range 91.0747 Km, Satellite SIR-A with PRF 1824 has unambiguous range 82.2368 Km, and Satellite SRTM (X-band) with PRF 1674 has unambiguous range 89.6057Km.

Keywords: Pulsed Radar, Pulse, Pulse Repetition Frequency (PRF)

1. PENDAHULUAN

Radio Detection and Ranging atau yang lebih dikenal dengan istilah Radar banyak digunakan dalam kehidupan manusia. Radar memanfaatkan gelombang elektromagnet untuk mendekripsi dan mengukur jarak suatu objek di permukaan bumi. Tabel 1 berikut ini menunjukkan beberapa *band* frekuensi beserta panjang gelombang yang digunakan pada Radar.

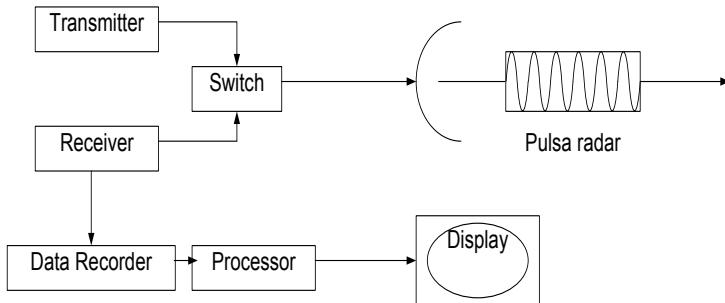
Tabel 1. Contoh band frekuensi Radar [1]

Band	Frekuensi (GHz)	Wavelength range (cm)
L	1 – 2	15 – 30
S	2 – 4	7.5 – 15
C	4 – 8	3.75 – 7.5
X	8 – 12	2.5 – 3.75
Ku	12 – 18	1.67 – 2.5
K	18 – 27	1.11 – 1.67
Ka	27 - 40	0.75 – 1.11

Radar akan mengirimkan gelombang elektromagnet yang kemudian dipantulkan oleh target dan ditangkap

kembali oleh Radar. Dalam perancangan sebuah sistem Radar terdapat parameter yang disebut *Pulse Repetition Frequency* (PRF) untuk mengatur frekuensi gelombang yang dikirimkan oleh Radar dalam satu detik untuk menghindari terjadinya kesalahan pembacaan tadi. Ketidaksesuaian nilai PRF dapat mengakibatkan kesalahan pembacaan jarak target dapat terjadi apabila pantulan gelombang pertama dari target baru diterima oleh Radar setelah Radar mengirimkan gelombang kedua. Dengan menggunakan nilai PRF juga, jarak maksimum target yang dapat dicapai Radar untuk menghindari *range ambiguity* dapat dihitung. Nilai PRF yang tinggi maupun PRF yang rendah memiliki kelebihan masing – masing. Nilai PRF yang tinggi daya puncak sinyal yang dipancarkan juga semakin besar, sehingga kemampuan mendeteksi target juga semakin baik. Sedangkan nilai PRF yang rendah dapat menghindari *range ambiguity* dengan jarak yang lebih jauh [2].

Pada beberapa penelitian sebelumnya, PRF juga digunakan untuk mengatasi *range ambiguity* dan *Doppler ambiguity* dengan menggunakan beberapa PRF [3]. Makalah ini akan menggunakan nilai PRF dari beberapa satelit Radar yang sudah ada untuk menghitung beberapa parameter pulsa Radar yang dipengaruhi oleh nilai PRF tersebut dengan menggunakan GUI MATLAB khususnya untuk menghitung jarak target maksimum untuk menghindari *range ambiguity*.



Gambar 1. Diagram blok Radar secara umum [4].

Prinsip kerja Radar secara umum dilustrasikan oleh Gambar 1, di mana *transmitter* akan mengirimkan gelombang elektromagnet yang dipancarkan melalui antena ke objek tertentu, yang kemudian dipantulkan oleh target tersebut. Pantulan sinyal atau disebut *echo* akan dideteksi dan ditangkap oleh antena Radar. *Echo* tersebut kemudian akan diproses dan digunakan untuk mengidentifikasi objek. Dengan menganalisis sinyal tersebut, informasi mengenai jarak, arah, laju perubahan jarak dan deskripsi dari objek tersebut dapat diketahui.

Gelombang elektromagnet adalah gelombang yang dapat merambat tanpa menggunakan media. Berdasarkan panjang gelombangnya spektrum gelombang elektromagnet terdiri dari gelombang radio, gelombang mikro, gelombang *infrared*, gelombang *near-infrared*, cahaya tampak, gelombang *ultraviolet*, sinar X dan sinar Gamma [5]. Gelombang mikro merupakan salah satu bagian dari spektrum gelombang elektromagnet dengan panjang gelombang antara 1 mm sampai dengan 1 meter. Salah satu pemanfaatan gelombang mikro adalah untuk sistem penginderaan jarak jauh, gelombang mikro sendiri terdiri dari beberapa sub-band yang memiliki kelebihan masing - masing. Radar merupakan sistem penginderaan jarak jauh yang memanfaatkan gelombang mikro. Penggunaan gelombang mikro pada Radar memberikan berbagai

kelebihan pada sistem penginderaan jauh sesuai dengan sub-band yang digunakan, di antaranya C-band yang dapat menembus awan, kabut dan hujan sedangkan L-band yang dapat menembus hutan yang lebat dan permukaan tanah. Selain itu, penggunaan gelombang mikro juga memungkinkan pengambilan citra baik pada saat siang hari maupun malam hari dan dapat menembus awan [5] [6]. Dengan kata lain, Radar merupakan sebuah sistem penginderaan jarak jauh yang dapat mendeteksi suatu objek di permukaan bumi dalam segala kondisi.

Panjangnya gelombang yang dikirimkan oleh Radar bervariasi tergantung pada band frekuensi yang digunakan. Aplikasi penginderaan jarak jauh sendiri biasanya menggunakan band frekuensi antara 1 sampai dengan 30 MHz. Semakin panjang suatu gelombang maka semakin kuat sinyal yang digunakan sehingga dapat menembus tanah dan area pepohonan.

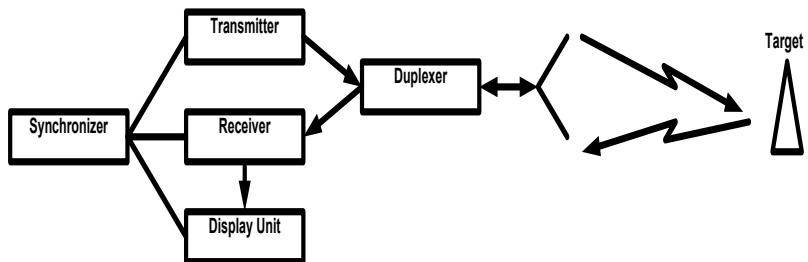
Radar biasanya digunakan untuk mendeteksi keberadaan suatu benda, mendeteksi kecepatan suatu objek dan untuk membuat peta. Berdasarkan jumlah antena yang digunakan, Radar dapat dikelompokkan atas *monostatic Radar*, yang menggunakan satu antena yang berfungsi sebagai antena pemancar sekaligus penerima secara bergantian, dan *bistatic* atau *multistatic Radar* yang menggunakan sebuah antena pemancar dan dua buah atau lebih antena penerima yang saling terpisah.

Salah satu jenis Radar adalah *Pulsed Radar*, yang mulai dikembangkan pada tahun 1936. *Pulsed Radar* memancarkan sinyal berupa serangkaian pulsa. Setiap pulsa memiliki beberapa parameter yang mempengaruhi sistem Radar. Salah satu parameter pulsa yang sangat penting adalah *Pulse Repetition Frequency* (PRF) yang dapat digunakan untuk menghitung jarak maksimum untuk menghindari *Range Ambiguity*. *Pulsed Radar* merupakan jenis *monostatic Radar* yang memiliki sinyal dasar berupa pulsa yang dimodulasi dengan gelombang sinusoidal

dengan *delay* tertentu yang cukup panjang antar pulsanya. Gambar 2 menunjukkan blok diagram *Pulsed Radar* secara umum yang terdiri dari *synchronizer*, *transmitter*, *duplexer*, *receiver* dan *display unit*.

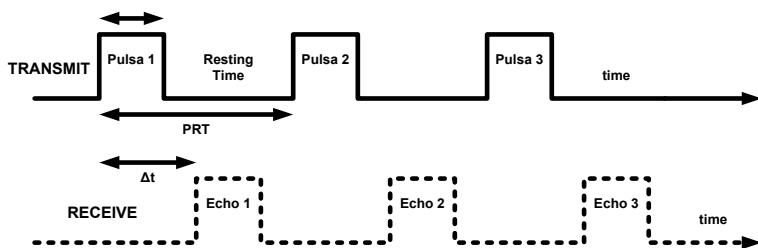
Synchronizer merupakan pusat kendali yang mengatur fungsi sistem secara keseluruhan, selain itu *synchronizer* juga berfungsi sebagai *modulator* dan *timer* yang menentukan kapan pengiriman pulsa dilakukan. Kemudian *transmitter* akan membangkitkan pulsa yang akan dipancarkan oleh antena. *Pulsed Radar* hanya menggunakan satu antena saja sebagai pemancar maupun penerima sehingga dibutuhkan *duplexer* agar memungkinkan antena untuk digunakan baik sebagai pengirim maupun penerima secara bergantian. *Duplexer* akan memberitahu antena kapan saatnya antena harus memancarkan dan kapan harus menerima sinyal. Selain itu, *duplexer* juga berfungsi untuk memisahkan sinyal yang akan ditransmisikan dengan sinyal yang diterima karena sinyal yang akan dipancarkan memiliki daya yang tinggi yang dapat merusak sistem *receiver*, apabila sinyal tersebut masuk ke sistem *receiver*.

Setelah pengiriman pulsa pertama, akan ada *delay* yang cukup panjang sebelum pengiriman pulsa selanjutnya yang disebut dengan *rest time* atau *listening time*. Waktu *delay* ini digunakan untuk mengubah fungsi antena sebagai *receiver* dan untuk menerima *echo* pulsa yang dipantulkan oleh target dengan catatan, jika selama *listening time* tidak ada *echo* yang kembali, Radar akan mengasumsikan bahwa tidak ada target yang dikenai oleh pulsa Radar. *Receiver* akan menerima sinyal pantulan yang ditangkap oleh antena, sinyal tersebut kemudian dikuatkan dan diolah lalu hasilnya ditampilkan. Dengan mengkombinasikan hasil pengolahan data dengan pengukuran posisi antena dan waktu propagasi pulsa, kita akan mendapatkan informasi mengenai arah, jarak dan ketinggian target.



Gambar 2. Diagram blok *pulsed Radar* [7]

Sebuah *pulsed Radar* akan memancarkan sinyal berupa serangkaian pulsa [7]. Setiap pulsa bergerak dengan kecepatan cahaya yaitu 3×10^8 m/s. Setelah *echo* dari pulsa pertama dideteksi barulah pulsa kedua dipancarkan dan begitu seterusnya seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3 berikut ini.



Gambar 3. Ilustrasi rangkaian pulsa yang dipancarkan dan diterima [4]

Dengan mengetahui waktu yang diperlukan sinyal untuk menempuh perjalanan dari Radar menuju target dan kembali lagi ke Radar, kita dapat menghitung jarak target dengan menggunakan formula berikut [8]:

$$R = \frac{c\Delta t}{2} \quad (1)$$

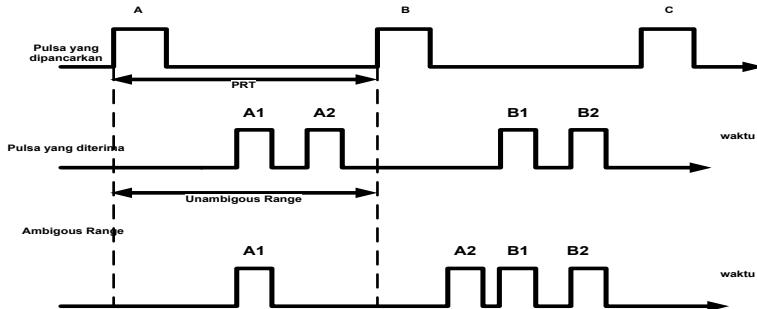
di mana Δt adalah waktu tempuh sinyal dan c adalah kecepatan cahaya. Sedangkan pembagian dengan angka 2 karena pulsa melewati jalur sebanyak dua kali bolak-balik dari Radar menuju target dan kembali lagi ke target.

Interval waktu antara awal pengiriman pulsa pertama sampai dengan awal pengiriman pulsa berikutnya disebut *Pulse Repetition Time* (PRT) seperti yang ditunjukkan oleh Gambar 3. PRT berbanding terbalik dengan PRF (*Pulse Repetition Frequency*) atau yang sering disebut juga dengan PRR (*Pulse Repetition Rate*), yaitu banyaknya pulsa yang dikirimkan dalam satu detik [8].

$$PRT = \frac{1}{PRF} = \frac{1}{PRR} \quad (2)$$

Seperti yang telah disebutkan sebelumnya, PRF merupakan salah satu faktor penting yang harus diperhatikan dalam perancangan sebuah sistem *pulsed Radar*. Hal ini karena, dengan mengetahui *Pulse Repetition Frequency*, kita dapat menghitung jarak target maksimum yang dapat dijangkau Radar untuk menghindari kondisi *range ambiguity*.

Range ambiguity adalah kondisi yang diakibatkan oleh sinyal *echo* dari target yang berada sangat jauh kembali ke Radar setelah pulsa berikutnya dikirimkan sehingga dapat mengakibatkan kesalahan pembacaan jarak. Dengan demikian, interval antara tiap pulsa Radar harus lebih besar dibandingkan dengan waktu yang dibutuhkan oleh sebuah pulsa untuk memancar ke sebuah target dengan jarak tertentu dan memantul kembali ke Radar. Untuk lebih jelasnya, *range ambiguity* akan diilustrasikan pada Gambar 4 berikut ini:



Gambar 4. Ilustrasi *range ambiguity* [8]

Misalkan pulsa A yang dipancarkan mengenai dua buah target yaitu target 1 dengan jarak R_1 kemudian mengembalikan echo A_1 dan target 2 dengan jarak R_2 yang berada lebih jauh daripada target 1 kemudian mengembalikan echo A_2 seperti pada gambar kedua. Apabila nilai PRF terlalu tinggi maka nilai PRT semakin kecil, sehingga kemungkinan echo dari target A_2 yang jaraknya sangat jauh akan kembali setelah pulsa berikutnya dipancarkan akan semakin besar seperti gambar terbawah dimana echo A_2 tiba setelah pulsa B dipancarkan.

Jarak maksimum untuk menghindari *range ambiguity* dapat dihitung dengan menggunakan rumus (3) di bawah ini [8].

$$R_u = \frac{c \cdot PRT}{2} = \frac{c}{2 \cdot PRF} \quad (3)$$

Selain untuk menghitung *unambiguity range*, PRF juga dapat digunakan untuk menghitung *duty cycle*, yaitu perbandingan antara waktu saat *transmitter* menyala dengan waktu saat *transmitter* mati. *Duty cycle* dapat dihitung dengan menggunakan rumus (4) berikut ini [9].

$$duty\ cycle = \frac{Pulse\ width}{PRT} = Pulse\ width \times PRF \quad (4)$$

Selanjutnya, apabila nilai *duty cycle* dan nilai daya yang dipancarkan selama satu pulsa atau yang disebut daya puncak diketahui, kita juga dapat menghitung nilai daya rata – rata yang dipancarkan oleh *transmitter* selama satu siklus *Pulse Repetition Time* dengan menggunakan rumus (5) berikut ini [9].

$$P_{average} = P_{peak} \times duty\ cycle \quad (5)$$

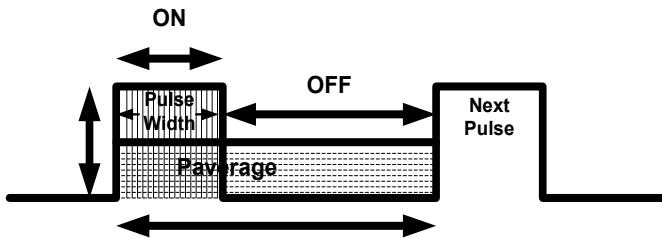
Setiap pulsa memiliki *pulse width* yang merupakan durasi dari pulsa Radar yang dipancarkan dan biasanya dinyatakan dalam ukuran *microsecond*. *Pulse width* dapat digunakan untuk menentukan *minimum range* di mana sebuah target dapat dideteksi oleh sistem Radar. *Minimum range* dibutuhkan untuk menghindari situasi di mana *echo* yang kembali ke *receiver* tertutup oleh pulsa selanjutnya yang dipancarkan karena jarak target terlalu dekat dengan *transmitter*. Parameter yang dibutuhkan untuk menghitung *minimum range* adalah *pulse width* dan *listening time* [9].

$$R_{min} = \frac{(Pulse\ Width + listening\ time) \cdot c}{2} \quad (6)$$

Selain untuk menghitung *minimum range*, *pulse width* juga dapat digunakan untuk menghitung *Pulse energy*, yaitu energi yang dipancarkan oleh pulsa yang ditransmisikan dengan menggunakan rumus (7) berikut [9].

$$Pulse\ energy = P_{peak} \times Pulse\ width \quad (7)$$

Duty cycle, P_{peak} , $P_{average}$ dan *Pulse width* diilustrasikan pada Gambar 5 berikut ini:



Gambar 5. Ilustrasi *duty cycle*, P_{peak} , $P_{average}$ dan *Pulse width* [9]

2. METODOLOGI

Metodologi yang digunakan dalam penulisan makalah ini adalah:

- Studi literatur mengenai pulsa Radar dan hal – hal yang berkaitan dengan *Pulse Repetition Frequency*.
- Pengumpulan data beberapa parameter dari beberapa satelit Radar yang sudah ada.
- Penghitungan beberapa parameter pulsa Radar yang dipengaruhi oleh nilai *Pulse Repetition Frequency*, yaitu *duty cycle*, *unambiguous range*, *Pulse Repetition Time*, daya transmit rata – rata atau *average power* dan *pulse energy* dengan menggunakan GUI Matlab berdasarkan nilai PRF dari beberapa satelit Radar yang sudah ada.

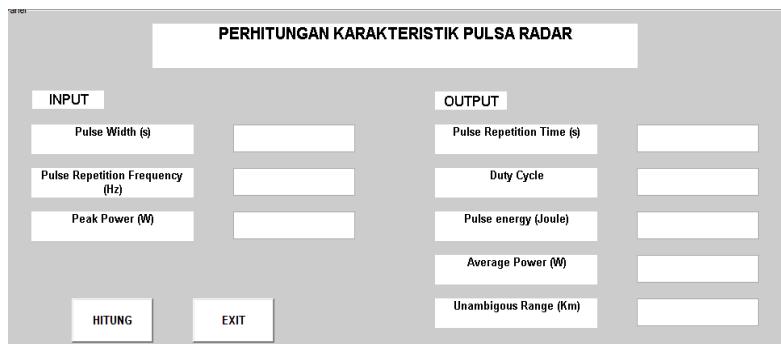
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Tabel di bawah ini merupakan daftar nilai PRF, *pulse width* dan *peak power* dari beberapa Radar yang sudah ada. Data ini diperoleh dari situs www.eoportal.org.

Tabel 2. Data Masukan [10]

Satelit Radar	PRF max (Hz)	P_{peak} (Watt)	Pulse width (us)
ALOS	2500	2000	27.0
PALSAR			
ERS-1	1720	4800	37.12
JERS-1	1606	1500	35
SEASAT	1647	1000	33.4
SIR-A	1824	1000	23.5
SRTM (X-band)	1674	1700	40

Data di atas akan digunakan untuk menghitung beberapa parameter pulsa Radar lainnya, yaitu PRT, *duty cycle*, *pulse energy*, *average power* dan *unambiguous range* dengan menggunakan GUI Matlab dengan tampilan seperti pada Gambar 6.



Gambar 6. Tampilan GUI Matlab

Nilai yang diinputkan adalah *pulse width*, *Pulse Repetition Frequency* dan *peak power*. Sedangkan nilai hasil keluaran adalah berupa *Pulse Repetition Time*, *duty*

cycle, pulse energy, average power dan *unambiguous range*.

Nilai *pulse width* digunakan untuk menghitung *pulse energy*. Nilai *Pulse Repetition Frequency* digunakan untuk menghitung *Pulse Repetition Time*, *duty cycle*, *unambiguous range* dan *average power*. Nilai *peak power* digunakan untuk menghitung *pulse energy* dan *average power*. Hasil perhitungan dari nilai-nilai tersebut dapat dilihat pada Tabel 3 berikut ini.

Tabel 3. Data hasil perhitungan

Satelit Radar	PRT (s)	Duty Cycle	Pulse Energy (J)	Average Power (W)	Unambiguous Range (Km)
ALOS	4 x 10 ⁻⁴	0.0675	0.054	135	60
PALSAR					
ERS-1	5.81 x 10 ⁻⁴	0.0638	0.178176	306.463	87.2093
JERS-1	6.23 x 10 ⁻⁴	0.05621	0.0525	84.315	93.3998
SEASAT	6.07 x 10 ⁻⁴	0.055	0.0334	55.0098	91.0747
SIR-A	5.48 x 10 ⁻⁴	0.042864	0.0235	42.864	82.2368
SRTM (X-band)	5.9 x 10 ⁻⁴	0.06696	0.068	113.832	89.6057

Dari enam sampel pesawat Radar, yang memiliki nilai PRT tertinggi di antara semua sampel adalah satelit Radar JERS-1 yaitu sebesar 6.23×10^{-4} detik, karena PRT berbanding terbalik dengan PRF sedangkan satelit tersebut memiliki nilai PRF yang paling kecil maka nilai PRT-nya paling besar. Dengan demikian Radar yang memiliki waktu antar pulsa yang paling lama adalah satelit JERS-1. Satelit Radar dengan nilai PRT terendah di antara semua sampel adalah satelit ALOS PALSAR yaitu 4×10^{-4} detik, karena nilai PRT-nya paling besar. Dengan demikian ALOS PALSAR memiliki waktu antar pulsa yang paling cepat.

Nilai *duty cycle* yang paling tinggi di antara semua sampel adalah milik satelit Radar ALOS yaitu 0.0675. Hal ini dikarenakan *duty cycle* dipengaruhi oleh nilai PRF dan lebar pulsa. Meskipun lebar pulsa ALOS PALSAR bukan yang terlebar, namun ALOS PALSAR memiliki nilai PRF yang paling tinggi dan memiliki selisih yang cukup jauh dengan nilai PRF satelit Radar lainnya. Dengan demikian satelit Radar ALOS PALSAR memiliki perbandingan waktu nyala dan waktu mati transmitter yang paling besar. Sedangkan nilai *duty cycle* yang paling rendah adalah milik satelit Radar SIR-A yaitu 0.0235, artinya satelit Radar yang perbandingan antara waktu hidup dan waktu mati *transmitter*-nya paling kecil adalah satelit SIR-A.

Satelit Radar yang memancarkan pulsa dengan *energy* paling besar di antara semua sampel adalah satelit Radar ERS-1 dengan *pulse energy* sebesar 0.178176 J. Hal ini karena nilai *Pulse Energy* dipengaruhi oleh nilai daya puncak dan lebar pulsa. Satelit Radar ERS-1 memiliki nilai daya puncak yang paling tinggi dengan selisih daya yang sangat jauh dengan satelit Radarnya, selain itu satelit Radar ini juga memiliki lebar pulsa yang cukup panjang meskipun bukan yang paling panjang, sehingga semakin meningkatkan besarnya energi yang dipancarkan oleh tiap pulsa. Sedangkan satelit Radar yang memancarkan pulsa dengan energi yang paling kecil di antara semua sampel

adalah satelit Radar SIR-A dengan *pulse energy* sebesar 0.235 J. Meskipun nilai daya puncaknya sama dengan satelit Radar JERS-1, namun lebar pulsa satelit Radar SIR-A lebih lebih pendek dari pada lebar pulsa satelit Radar JERS-1 dan merupakan yang paling pendek di antara semua sampel.

Satelit Radar ERS-1 mengirimkan pulsa yang memancarkan daya paling besar dalam satu siklus. Besarnya daya yang dipancarkan oleh pulsa Radar selama satu siklus dipengaruhi oleh nilai daya puncak dan *duty cycle*. Nilai daya puncak satelit ERS-1 adalah yang paling besar yaitu 306.463 Watt dan memiliki nilai *duty cycle* yang cukup besar sehingga daya yang dipancarkan adalah yang terbesar dari semua sampel. Satelit Radar SIR-A mengirimkan pulsa yang memancarkan daya paling rendah selama satu siklus di antara semua sampel, yaitu 42.864 Watt, karena satelit ini memiliki nilai *duty cycle* yang paling rendah, begitu juga dengan nilai daya puncaknya.

Di antara semua satelit Radar, satelit Radar JERS-1 memiliki *maximum range* terjauh di antara semua sampel, yaitu 93.3998 km karena satelit Radar ini memiliki nilai PRF terkecil sehingga nilai PRT-nya adalah yang terbesar. Dengan demikian, satelit Radar ini dapat mendeteksi target dengan jarak maksimum sekitar 93.3998 km tanpa harus mengalami *range ambiguity*. Sedangkan satelit Radar ALOS PALSAR memiliki *maximum range* terpendek di antara semua sampel yaitu 60 km, karena satelit Radar ini memiliki nilai PRF tertinggi, sehingga nilai PRT-nya adalah yang terendah. Dengan demikian, jarak target maksimum yang dapat dicapai oleh satelit Radar ini tanpa mengalami *range ambiguity* adalah sejauh 60 km.

4. KESIMPULAN

Pulse Repetition Frequency merupakan salah satu faktor penting yang harus diperhatikan dalam perancangan sebuah sistem *Pulsed Radar* untuk menghitung jarak target maksimum yang dapat dijangkau Radar untuk menghindari kondisi *range ambiguity* dan, bila dikombinasikan dengan nilai *peak power* dan *pulse width*, PRF juga dapat digunakan untuk menghitung *pulse energy*, *average power* dan *duty cycle*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Terimakasih penulis ucapkan kepada bapak Ir. Suhermanto, MT. dan bapak Wahyudi Hasbi atas arahan dan bimbingannya sehingga karya tulis ilmiah ini dapat terselesaikan dengan baik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Jenn, D.. *Radar Fundamentals*. Naval Postgraduate School. Monterey.
- [2] Parker, M. *Digital Signal Processing*. Elsevier.inc. United Kingdom, 2010.
- [3] Reddy, N. Sridhar and M.N.S. Swamy. *Resolution of Range And Doppler Ambiguities in Medium PRF Radars In Multiple Target Environment*, Concordia University, Kanada, 1985.
- [4] Chan, Y. K. dan Koo, V. C. *An Introduction To Synthetic ApertureRadar (SAR)*, Faculty of Engineering & Technology, Multimedia University, Melaka, 2008

- [5] Butcher, G.. *Tour Of The Electromagnetic Spectrum*, NASA Science Mission Directorate and Ruth Netting.
- [6] Richards, J.A. *Remote Sensing with Imaging Radar*, Springer Heidelberg Dordrecht, London, 2009.
- [7] Eriksson, R.. *Stripmap Mode Synthetic Aperture Radar Imaging with Motion Compensation*, Sweden, 2005.
- [8] Mahafza, B. R. *Radar Systems Analysis and Design Using Matlab*, Chapman & Hall/CRC, Alabama, 2000.
- [9] NEETS-Naval Electrical Engineering Training Series, Modul 18-*Radar Principles*.
- [10] <http://www.eoportal.org>