

Jurnal

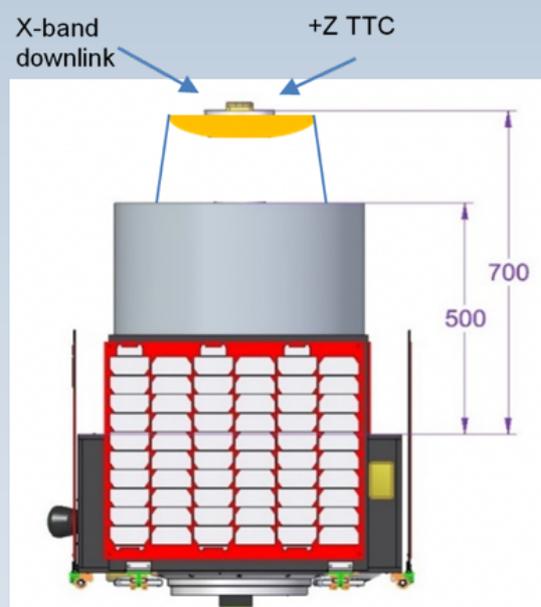
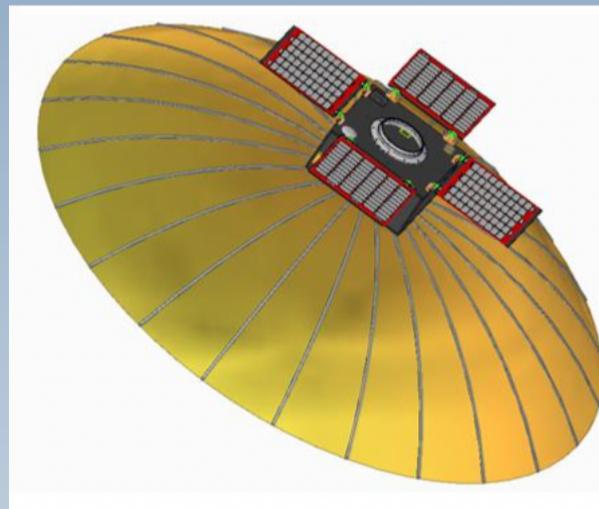
TEKNOLOGI DIRGANTARA

Journal of Aerospace Technology

Vol. 16 No. 2 Desember 2018

ISSN 1412- 8063

Nomor : 21/E/KPT/2018



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

Jurnal

TEKNOLOGI DIRGANTARA

Journal of Aerospace Technology

Vol. 16 No. 2 Desember 2018

ISSN 1412- 8063

Nomor : 21/E/KPT/2018

DAFTAR ISI

	Halaman
KARAKTERISTIK MODEL UJI STRUKTUR SAYAP MUS-01 (CHARACTERISTIC OF MUS-01 WING'S STRUCTURE TESTING MODEL) Aryandi Marta, Atik Bintoro, Riki Ardiansyah	93-100
SISTEM PENYALA NIRKABEL JARAK JAUH UNTUK MUATAN ROKET (WIRELESS SWITCHING FOR ROCKET PAYLOAD) Endro Artono, Salman	101-110
REVIEW PERBANDINGAN TEKNIK MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) UNTUK SISTEM PENGISIAN DAYA MENGGUNAKAN SEL SURYA (REVIEW COMPARISON MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) TECHNIQUE FOR CHARGING SYSTEMS USING SOLAR CELLS) Bayu Azmi, Jefri Abner H, Prasepvianto E B, Hendrik Seputra	111-122
KAJIAN PROGRAM PENINGKATAN KINERJA PROPELAN KOMPOSIT BERBASIS AP/HTPB/AL (PROGRAM REVIEW OF INCREASING THE PERFORMANCE OF COMPOSITE PROPELLANT BASE AP/HTPB/Al) Heri Budi Wibowo	123-138
PENGARUH DIOCTYL ADIPATE TERHADAP SIFAT RHEOLOGI HTPB TERPLASTISASI (EFFECT OF DIOCTYL ADIPATE ON THE RHEOLOGICAL PROPERTIES OF PLASTICIZED HTPB) Afni Restasari ¹ , Luthfia Hajar Abdillah, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya	139-148
SIMULASI PENENTUAN BASIS OPERASI PADA SISTEM PEMANTAUAN MARITIM BERBASIS WAHANA TERBANG TAK BERAWAK (SIMULATION TO DETERMINE THE OPERATION BASE ON MARITIME SURVEILLANCE SYSTEM BASED ON UNMANNED AIR VEHICLE) Prasetyo Ardi Probo Suseno, Adi Wirawan	149-158
KOREKSI DATA AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT LAPAN-A2 DAN LAPAN-A3 MENGGUNAKAN METODE INTERPOLASI DAN EKSTRAPOLASI (LAPAN-A2 AND LAPAN-A3 AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT DATA CORRECTION USING INTERPOLATION AND EXTRAPOLATION METHODE) Abdul Karim, Rizki Permala, M Mukhayadi, Wahyudi Hasbi	159-168
STIFFNESS EVALUATION OF LAPAN-A5/CHIBASAT DEPLOYABLE SOLAR PANEL COMPOSITE PLATE USING SIMPLIFIED FINITE ELEMENT MODEL (EVALUASI KEKAKUAN PLAT KOMPOSIT PANEL SURYA LAPAN-A5/CHIBASAT YANG DAPAT DIBENTANGKAN MENGGUNAKAN MODEL ELEMEN HINGGA YANG DISEDERHANAKAN) Robertus Heru Triharjjanto, Poki Agung Budiantoro	169-175

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

Vol. 16 No. 2 Desember 2018

ISSN 1412- 8063

Nomor: 21/E/KPT/2018

SUSUNAN DEWAN PENYUNTING JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Penyunting

• Ketua

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

• Anggota

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

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

Prof. Dr. Wahyu Widada (Sistem Elektrik Ruang Angkasa)

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

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

Dr. Efendi Dodi Arisandi (Avionik, Sensor Dirgantara)

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

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

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

Herma Yudhi Irwanto, M. Eng (Avionik, Sistem Kontrol Penerbangan)

Dr. Arif Nur Hakim (Sistem Propulsi)

Mitra Bestari

Dr. Firman Hartono, S.T., M.T (Teknik Mesin dan Dirgantara)/Institut Teknologi Bandung

Dr.Ir. Bambang Siswojo, M.T. Teknik Elektro, Universitas Brawijaya

SUSUNAN SEKRETARIAT REDAKSI JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Pemimpin Umum

Drs. Sutrisno, M.Si

Pemimpin Redaksi Pelaksana

Lilis Mariani, M.Eng

Redaksi Pelaksana

Soleh Fajar Junjuna S.T., M.T

Yanuar Prabowo S.T

Sony Dwi Harsono, S.T, M.Eng

Ir. Widodo Slamet, M.T

Tata Letak

Afrido Prayogi S.T

Hidayatullah S.T

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

Gambar cover: Launch configuration of LAPAN-A5 and In orbit configuration of LAPAN-A5

Alamat Penerbit :

LAPAN, Jl. Raya Lapan No.2 Mekarsari, Rumpin Bogor 16350, Jawa Barat

Email: publikasi@lapan.go.id

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

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

Vol. 16 No. 2 Desember 2018

ISSN 1412- 8063

Nomor: 21/E/KPT/2018

DARI REDAKSI

Sidang Pembaca yang kami hormati,

Puji syukur, kita panjatkan kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 16, No. 1, Desember 2018 hadir ke hadapan sidang pembaca dengan menengahkan 8 (delapan) artikel sebagai berikut, Karakteristik Model Uji Struktur Sayap Mus-01 (Characteristic Of Mus-01 Wing's Structure Testing Model)" ditulis oleh Aryandi Marta, Atik Bintoro, Riki Ardiansyah. Penelitian ini bertujuan untuk melakukan penelitian karakteristik model uji struktur sayap MUS-01; " Sistem Penyala Nirkabel Jarak Jauh Untuk Muatan Roket (Wireless Switching For Rocket Payload)" ditulis oleh Endro Artono, Salman. Penelitian ini bertujuan untuk menyalakan ataupun mematikan muatan roket secara nirkabel; "Review Perbandingan Teknik Maximum Power Point Tracker (Mppt) Untuk Sistem Pengisian Daya Menggunakan Sel Surya (Review Comparison Maximum Power Point Tracker (Mppt) Technique For Charging Systems Using Solar Cells)" ditulis oleh Bayu Azmi, Jefri Abner H, Prasepvianto E B, Hendrik Seputra. Penelitian ini bertujuan untuk memanfaatkan secara maksimal energi surya. dengan tiga metode utama pada MPPT yaitu metode konvensional, metode kecerdasan buatan, dan metode hibrid; "Kajian Program Peningkatan Kinerja Propelan Komposit Berbasis AP/HTPB/AL (Program Review Of Increasing The Performance Of Composite Propellant Base AP/HTPB/AL)" ditulis oleh Heri Budi Wibowo. Tulisan ini bertujuan untuk melakukan Kajian strategi litbang dalam meningkatkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/AL; " Pengaruh Diocetyl Adipate Terhadap Sifat Rheologi Htpb Terplastisasi (Effect Of Diocetyl Adipate On The Rheological Properties Of Plasticized Htpb)" ditulis oleh Afni Restasari1, Luthfia Hajar Abdillah, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya. Tujuan penelitian ini adalah mengembangkan formula isian cair dan parameter mixing yang dapat mendukung peningkatan isian padat sehingga sifat mekanik propelan optimum dan spesifik impuls dari roket naik; " Simulasi Penentuan Basis Operasi Pada Sistem Pemantauan Maritim Berbasis Wahana Terbang Tak Berawak (Simulation To Determine The Operation Base On Maritime Surveillance System Based On Unmanned Air Vehicle)" ditulis oleh Prasetyo Ardi Probo Suseno, Adi Wirawan. Tujuan penelitian adalah mendiskusikan metode untuk menentukan basis operasi pada pemantauan maritim yang menggunakan pesawat terbang tak berawak sebagai komponen utamanya; "Koreksi Data Automatic Identification System (Ais) Satelit Lapan-a2 Dan Lapan-a3 Menggunakan Metode Interpolasi Dan Ekstrapolasi (Lapan-a2 And Lapan-a3 Automatic Identification System (Ais) Satelit Data Correction Using Interpolation And Extrapolation Methode" ditulis oleh Abdul Karim, Rizki Permala, M Mukhayadi, Wahyudi Hasbi. Penelitian ini bertujuan untuk melakukan analisis serta koreksi atas data yang rusak menggunakan metode interpolasi dan ekstrapolasi; Stiffness Evaluation Of Lapan-a5/chibasat Deployable Solar Panel Composite Plate Using Simplified Finite Element Model (Evaluasi Kekakuan Plat Komposit Panel Surya Lapan- A5/chibasat Yang Dapat Dibentangkan Menggunakan Model Elemen Hingga Yang Disederhanakan)" ditulis oleh Robertus Heru Triharjanto, Poki Agung Budiantoro. Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan model kekakuan plat komposit panel surya dengan jumlah elemen yang lebih sedikit, atau lebih sederhana.

Demikianlah 8 artikel yang kami sajikan dalam Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 16, No. 2, Desember 2018. Seperti diketahui jurnal ini memuat hasil penelitian di bidang teknologi dirgantara dalam bahasa Indonesia atau bahasa Inggris dan terbuka bagi ilmuwan-ilmuwan dalam dan luar negeri. Semoga sidang pembaca dapat mengambil manfaatnya.

Bogor, Desember 2018
Redaksi

ABSTRAK

EVALUASI TEKNIK PENIMBANGAN HIDROSTATIK PADA PENGUKURAN DENSITAS PROPELAN PADAT KOMPOSIT = EVALUATION OF HYDROSTATIC WEIGHING TECHNIQUE IN COMPOSITE SOLID PROPELLANT DENSITY MEASUREMENT
Luthfia Hajar Abdillah, Afni Restasari, Kendra Hartaya, Ratna Rizky Puspitasari

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 1 – 8

Densitas menjadi salah satu data karakteristik propelan padat komposit yang penting. Data nilai densitas propelan ini digunakan dalam proses simulasi dan perancangan motor roket untuk mendapatkan performa roket yang diinginkan. Pengukuran densitas yang dilakukan selama ini menggunakan teknik penimbangan hidrostatis yang melibatkan pengukuran berat sampel di dalam air, sehingga dimungkinkan terjadi penyimpangan hasil pengukuran. Untuk itu tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui besarnya penyimpangan nilai densitas propelan yang terjadi dan mengetahui cara pengukuran yang tepat melalui teknik penimbangan hidrostatis sehingga menghasilkan nilai densitas yang lebih sesuai. Beberapa sampel propelan diukur densitasnya menggunakan dua instrumen densitometer untuk melihat adanya penyimpangan hasil pengukuran. Dari hasil penelitian diperoleh bahwa penyimpangan nilai densitas propelan yang terjadi berkisar antara 2,08% hingga 5,58% dengan adanya delay pembacaan berat sampel di air.

Kata kunci: densitas propelan, penyimpangan, teknik penimbangan hidrostatis

ANALISIS KINERJA ENJIN ROKET CAIR ECX1000H2-3 = PERFORMANCE ANALYSIS OF LIQUID ROCKET ENGINE ECX1000H2-3

Arif Nur Hakim1, Hudoro Tahdi, Taufiqur Rochman

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 9 – 22

Enjin roket cair ECX1000H2-3 telah dikembangkan dengan mengadopsi injektor konfigurasi baru untuk meningkatkan gaya dorong yang telah dicapai enjin sebelumnya. Injektor baru mempunyai jumlah lubang fuel dan oksidator masing-masing sebanyak 54 dan 156 dengan diameter sebesar 1 mm. Bentuk elemen injektor telah dimodifikasi untuk meningkatkan debit propelan. Uji statik telah dilakukan untuk menguji kinerja sistem enjin secara keseluruhan. Hasil pengujian mencatat gaya dorong dan tekanan rata-rata sebesar 730 kgf dan 22,6 bar atau meningkat 19,7% dari hasil enjin sebelumnya, namun masih 84 % lebih rendah dari prediksi berdasarkan hasil uji injector dikarenakan kinerja sistem pengumpan yang tidak optimal. Selain itu, terjadi ledakan kecil saat penyalaan karena akumulasi propelan yang tidak terbakar akibat terbatasnya area kontak api penyalaan dengan propelan.

Kata kunci: enjin roket cair, asam nitrat, kerosen, uji statik, proses penyalaan.

OPTIMASI WAKTU DEKOMPRESI LOSSY MENGGUNAKAN METODE PENGELOMPOKAN JUMLAH-BIT KODE HUFFMAN PADA DATA LISA SATELIT LAPAN-A3 = TIME OPTIMIZATION FOR LOSSY DECOMPRESSION OF THE LISA SENSOR DATA ON LAPAN A3 SATELLITE USING A GROUPING METHOD OF HUFFMAN CODE BIT NUMBER
Suhermanto, Rahmat Arief

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 23 – 34

Satelit LAPAN-A3 menyediakan tiga pilihan untuk transmisi data multi-spektral LISA, yaitu tanpa kompresi, terkompres lossy ataupun terkompres lossless. Transmisi data multi-spektral menggunakan kompresi real-time lossy, dibangun menggunakan kombinasi transformasi Fourier dan enkoda-dekoda Huffman. Proses enkoda-dekoda Huffman data multi-spektral 4-kanal (biru, hijau, merah, dan near infrared) dengan resolusi radiometrik 12bit/pixel dikerjakan berbasis tabel statik dengan 514 kode biner. Permasalahan yang dihadapi saat dilakukan uji operasional modul dekompresi lossy adalah, kinerja modul sangat lambat dan diperlukan waktu cukup lama (hingga 12 jam) untuk mengolah 97120 baris data LISA atau setara dengan 185 detik pengamatan. Tulisan ini mengusulkan metode perbaikan algoritma dekompresi data LISA real-time lossy menggunakan pengelompokan jumlah-bit pada algoritma dekoda Huffman dan menggunakan pointer untuk pembacaan data dan operasi logika di memori buffer. Proses pencarian nilai-kode Huffman dilakukan menggunakan pendekatan diagram pohon yang dimulai dari jumlah-bit terkecil. Hasil uji kinerja pada 6 contoh data menunjukkan bahwa modul dekompresi lossy yang diusulkan dapat mempercepat waktu proses rata-rata 15 kali dibandingkan dengan modul sebelumnya. Sementara itu, rasio kompresi lossy masih sesuai dengan spesifikasi desain yaitu 4 kali, dan persentase kemunculan data berkarakter khusus pada data tanpa cacat adalah sangat kecil yaitu kurang dari 0,5%.

Kata kunci: optimasi waktu, dekompresi lossy, huffman code, LISA, LAPAN A3

PENGGUNAAN BINDER HTPB BERENERGI TINGGI UNTUK MENINGKATKAN ENERGETIK PROPELAN KOMPOSIT = APPLICATION OF HIGH ENERGY HTPB BINDER TO ENHANCE THE ENERGETIC OF COMPOSITE PROPELLANT
Luthfia Hajar Abdillah, Heri Budi Wibowo, Kendra Hartaya

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 35 – 44

Untuk mendapatkan performa propelan yang lebih energetik, penelitian terbaru menunjukkan bahwa diperlukan penggunaan material-material yang bersifat lebih energetik, misalnya penggunaan binder energetik. Pengawasan yang ketat atas peredaran material energetik seperti ini cukup menyulitkan untuk mendapatkan material-material tersebut. Oleh karena itu kemandirian untuk memiliki material tersebut sudah seharusnya menjadi perhatian. Binder propelan komposit yang paling banyak digunakan saat ini adalah HTPB yang bersifat non-energetik. Untuk membuatnya lebih berenergi tinggi dapat dilakukan dengan menambahkan gugus yang bersifat energetik seperti gugus nitro, namun tetap aman digunakan (bersifat stabil). Tulisan ini mengkaji potensi konversi binder HTPB menjadi nitro-HTPB yang bersifat energetik, meliputi material, peralatan, dan metode yang dapat diaplikasikan di Indonesia. Prosesnya adalah nitrasasi HTPB menjadi nitro-HTPB. Berdasarkan kajian energetiknya, nitro-HTPB memiliki potensi untuk meningkatkan sifat energetik propelan padat komposit. Metode proses pembuatan nitro-HTPB yang paling efektif dan optimal adalah proses nitrasasi dengan menggunakan bahan sodium nitrit pada suhu rendah (0oC).

Kata kunci : HTPB, nitro-HTPB, binder energetik, propelan

PREDIKSI DAN VALIDASI TEKANAN STATIK RUANG BAKAR ROKET RX-320 DENGAN MENGGUNAKAN METODA INVERS = RX-320 ROCKET STATIC PRESSURE COMBUSTION CHAMBER PREDICTION AND VALIDATION BY USING INVERS METHOD

Sofyan, Vicky Wuwung

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 45 – 58

Data tekanan ruang bakar adalah parameter penting dalam memprediksi gaya dorong dan perancangan ruang bakar roket. Namun, pada saat pengujian statik, terdapat roket yang diuji adalah roket untuk uji terbang, sehingga tidak dibuat tempat untuk meletakkan sensor tekanan statik untuk pengukuran pada roket tersebut. Oleh sebab itu, untuk memprediksi tekanan ruang bakar roket digunakanlah metode invers yaitu penyelesaian iteratif persamaan - persamaan dasar gaya dorong roket pada nosel dengan menebak harga tekanan statik ruang bakar terlebih dahulu dan mengikutsertakan harga gaya dorong hasil uji statik serta variasi efisiensi dari nosel ke dalam proses perhitungan. Hasil dari perhitungan ini kemudian divalidasi dengan menggunakan simulasi numerik CFD 3-D untuk mendapatkan perbandingan yang lebih detail pada nosel. Pada penelitian ini digunakan nosel roket RX 320 LAPAN dengan fokus pada data gaya dorong maksimum hasil uji statik. Simulasi numerik 3-D dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak CFD Numeca, dengan model turbulen k- ϵ extended wall, skema numerik multigrad level 3, center based. Hasil perhitungan dengan metode invers dan perbandingannya dengan simulasi numerik menunjukkan bahwa perbandingan tekanan statik exit ruang bakar yang terkecil adalah sebesar 0.017%, yang dicapai pada efisiensi nosel sebesar 92% dengan tekanan statik ruang bakar adalah 57.94 bar.

Kata kunci: tekanan, ruang bakar, metode invers, uji statik, CFD numeca, efisiensi nosel, RX-320

PENGEMBANGAN DAN PEMILIHAN TEKNIK ANALISIS BERAT MOLEKUL HTPB UNTUK ACUAN DALAM KONTROL KUALITAS = MOLECULAR WEIGHT ANALYSIS DEVELOPMENT AND SELECTION OF HTPB FOR REQUIREMENTS IN QUALITY CONTROL
Heri Budi Wibowo, Widhi Cahya Dharmawan

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 59 – 70

Telah dilakukan pengembangan teknik analisis berat molekul rata-rata polimer HTPB (Hydroxy Terminated Polybutadiene) dalam rangka pemilihan metode analisis untuk kontrol kualitas bahan baku propelan. Analisis viskosimetri sangat cepat, mobilitas tinggi, akurasi rendah, dan dapat diperoleh berat molekul rata-rata viskos (Mv), dapat digunakan untuk kontrol kualitas bahan di lapangan. Analisis dengan metode osmometri dapat diperoleh berat molekul rata-rata jumlah (Mn) dengan akurasi tinggi dan mobilitas rendah dan dapat digunakan untuk kontrol kualitas. Analisis dengan metode GPC menghasilkan berat molekul rata-rata jumlah (Mn) dan polidispersitas HTPB, akurasi tinggi, mobilitas rendah, dan dapat digunakan untuk kontrol kualitas dan pengembangan polimer. Teknik analisis berat molekul HTPB dengan viskosimetri adalah paling murah, hasil pengukuran kasar, dan dapat digunakan untuk analisis in situ. Kualitas HTPB efektif adalah 3 tahun. HTPB perlu dilakukan kontrol kualitas tiap bulan untuk memastikan tidak terjadi kerusakan signifikan atau untuk menyesuaikan formulasi propelan.

Kata kunci : HTPB, kontrol kualitas, viskosimetri, osmometri, GPC, berat molekul polimer

SUN SENSOR DAN MAGNETOMETER SEBAGAI SENSOR PENENTU SIKAP SATELIT INKLINASI RENDAH LAPAN-A2 = SUN SENSOR AND MAGNETOMETER AS ATTITUDE DETERMINATION SENSORS FOR LOW INCLINATION SATELLITE LAPAN A-2
Satriya Utama, Patria Rachman Hakim

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 72 – 83

LAPAN-A2 merupakan satelit low earth orbit (LEO) dengan inklinasi rendah yang salah satu misinya adalah pengamatan citra bumi. Dalam melaksanakan misi pengambilan citra ataupun penurunan data, sikap satelit perlu diketahui operator di stasiun bumi. Sebagai sensor utama untuk mengetahui sikap satelit digunakan star sensor. Namun ketika berada di wilayah terang, star sensor dapat dengan mudah terganggu oleh cahaya matahari atau bumi. Tulisan ini memperkenalkan penentuan sikap alternatif menggunakan sun sensor dan magnetometer. Idenya, sun sensor dan magnetometer mengukur vektor matahari dan vektor medan magnet pada sumbu satelit. Lalu, dengan menggunakan model posisi matahari dan propagator orbit SGP4, vektor matahari dan vektor medan magnet pada sumbu inersial bumi dapat dihitung. Dari dua vektor pada dua tata acuan yang berbeda, matriks rotasi yang merupakan representasi sikap satelit terhadap bumi dapat dihitung. Dari pengujian, metode ini berhasil menghitung sikap satelit dengan akurasi 3°.

Kata kunci: LAPAN-A2, penentuan sikap, sun sensor, magnetometer

PENGEMBANGAN SISTEM PENGENDALI DARAT BAGI ROKET DAN UAV KECEPATAN TINGGI DENGAN TRAKING ANTENA OTOMATIS BERBASIS GPS = DEVELOPMENT OF ROCKET AND HIGH SPEED UAV GROUND CONTROL SYSTEM WITH GPS-BASED AUTO TRACKING ANTENNA
Herma Yudhi Irwanto

J. Tekgan, 16(1) 2018 : 84 – 92

Pengujian wahana terbang baik roket maupun wahana nir-awak berkecepatan tinggi yang saat ini dikembangkan oleh LAPAN, membutuhkan sebuah sistem untuk memonitor posisi dan mengendalikan perilaku wahana tersebut. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk membangun stasiun bumi pengendali wahana yang diuji terbang. Sistem tersebut dibangun dengan memanfaatkan beberapa komponen dan peralatan yang saat ini telah tersedia di Pustekroket, menjadi sebuah sistem pengendali darat yang dilengkapi dengan tracking antenna otomatis berbasis GPS. Sistem pengendali darat ini dilengkapi dengan tracking antenna otomatis yang selalu mengarah pada wahana terbang, sehingga data-data perilaku terbang wahana akan secara maksimal dapat dimonitor dan dianalisa secara langsung dengan mudah. Sistem ini telah diuji cobakan dalam skala laboratorium terkait dengan pengujian menggunakan hardware in the loop simulation system, sehingga telah terbukti memudahkan kegiatan pemantauan uji terbang, dibandingkan dengan yang sebelumnya digunakan, yakni dengan tracking antenna secara manual.

Kata kunci: wahana nir-awak berkecepatan tinggi, sistem pengendali darat, tracking antenna otomatis berbasis GPS, hardware in the loop

KARAKTERISTIK MODEL UJI STRUKTUR SAYAP MUS-01 = CHARACTERISTIC OF MUS-01 WING'S STRUCTURE TESTING MODEL

Aryandi Marta, Atik Bintoro, Riki Ardiansyah

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 93 – 100

Telah dilakukan penelitian karakteristik model uji struktur sayap MUS-01. Direncanakan, model ini akan digunakan sebagai sayap pesawat tanpa awak LSU-03NG. Model uji terbuat dari komposit jenis e-glass. Pada saat pengujian, model uji struktur diberi beban secara statik sesuai maximum take off weight (MTOW) sebesar 35 kg. Metode penelitian ini melibatkan misi pesawat terbang tanpa awak, khususnya pada bagian struktur model uji, dimensi model, dan eksperimen langsung berupa pembebanan pada model uji. Hasil pengujian menunjukkan bahwa model uji MUS-01 mempunyai karakteristik sebagai model uji yang tidak mampu menerima beban operasional pesawat terbang tanpa awak seri LSU-03NG. Sehingga model ini tidak direkomendasikan untuk digunakan sebagai struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG.

Kata kunci : MUS-01, LSU-03NG, karakteristik, MTOW

SISTEM PENYALA NIRKABEL JARAK JAUH UNTUK MUATAN ROKET = WIRELESS SWITCHING FOR ROCKET PAYLOAD

Endro Artono, Salman

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 101 – 110

Proses pengaktifan sistem elektronik pada muatan roket hasil penelitian dan pengembangan LAPAN selama ini masih dilakukan secara manual, dengan menggeser atau menekan saklar pada tabung muatan roket dari posisi mati (OFF) ke posisi hidup (ON). Sistem penyala muatan roket ini dirancang untuk dapat menyalakan atau mematikan muatan roket tanpa kontak fisik antara operator dengan roket. Hasil dari penelitian ini, telah dibuat sebuah sistem untuk menyalakan ataupun mematikan muatan roket secara nirkabel. Sistem ini juga dapat melepaskan perangkat antarmuka untuk penyalaan muatan dari badan roket, sehingga tidak mengganggu roket saat diluncurkan.

Kata kunci: muatan, nirkabel, saklar, elektronika

REVIEW PERBANDINGAN TEKNIK MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) UNTUK SISTEM PENGISIAN DAYA MENGGUNAKAN SEL SURYA = REVIEW COMPARISON MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) TECHNIQUE FOR CHARGING SYSTEMS USING SOLAR CELLS
Bayu Azmi, Jefri Abner H, Prasepvianto E B, Hendrik Seputra

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 102 – 122

Energi surya telah dianggap sebagai prospek sumber energi terbarukan untuk pembangkit tenaga listrik. Sistem fotovoltaik surya menjadi objek yang populer untuk dikembangkan oleh peneliti. Rendahnya efisiensi dalam konversi energi adalah salah satu kelemahan sistem ini. Modul fotovoltaik memiliki titik operasi tunggal di mana output tegangan dan arus menghasilkan output daya maksimum. Dalam kebanyakan sistem fotovoltaik, algoritma kontrol tertentu, yaitu Maximum Power Point Tracker (MPPT) untuk memanfaatkan secara maksimal energi surya tersebut. Ada tiga metode utama pada MPPT yaitu metode konvensional, metode kecerdasan buatan, dan metode hibrid. Setiap metode memiliki kelebihan dan juga kekurangan. Metode konvensional memiliki kelebihan seperti biaya rendah dan implementasi yang sederhana tetapi juga memiliki kerugian seperti tidak dapat beradaptasi dengan kondisi lingkungan. Metode berdasarkan kecerdasan buatan memiliki Power Point Tracking yang lebih cepat dan koreksi terhadap kondisi lingkungan sebagai kelebihannya tetapi juga memiliki kerugian seperti penerapan yang lebih rumit dan biaya yang lebih mahal.

Kata kunci : Energi surya, Photovoltaic, MPPT, Konvensional, kecerdasan buatan

KAJIAN PROGRAM PENINGKATAN KINERJA PROPELAN KOMPOSIT BERBASIS AP/HTPB/AL = PROGRAM REVIEW OF INCREASING THE PERFORMANCE OF COMPOSITE PROPELLANT BASE AP/HTPB/Al
Heri Budi Wibowo

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 123 – 138

Kajian strategi litbang dalam meningkatkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dilakukan dalam rangka mencapai teknologi propelan yang setara dengan negara maju dalam penguasaan teknologi roket sipil, khususnya untuk roket Sonda dan roket Pengorbit Satelit di LAPAN. Kajian dilakukan dengan melakukan review terhadap capaian produk propelan yang dihasilkan saat ini, analisis faktor yang berpengaruh, dan penyusunan strategi untuk mengatasinya. Hasil kajian menunjukkan bahwa diperlukan organisasi, tahapan litbang dan pengelolaan SDM yang sistematis, serta tahapan pencapaian teknologi yang perlu dilakukan. Keterbatasan bahan baku propelan merupakan masalah utama dalam pengembangan propelan di Indonesia. Peningkatan kinerja propelan dapat dilakukan dengan meningkatkan solid loading density dan penambahan bahan energetik tinggi.

Kata kunci : propelan komposit, kinerja propelan, roket sonda

PENGARUH DIOCTYL ADIPATE TERHADAP SIFAT RHEOLOGI HTPB TERPLASTISASI
= EFFECT OF DIOCTYL ADIPATE ON THE RHEOLOGICAL PROPERTIES OF PLASTICIZED HTPB
Afni Restasari, Luthfia Hajar Abdillah, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 139 – 148

Kajian strategi litbang dalam meningkatkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dilakukan dalam rangka mencapai teknologi propelan yang setara dengan negara maju dalam penguasaan teknologi roket sipil, khususnya untuk roket Sonda dan roket Pengorbit Satelit di LAPAN. Kajian dilakukan dengan melakukan review terhadap capaian produk propelan yang dihasilkan saat ini, analisis faktor yang berpengaruh, dan penyusunan strategi untuk mengatasinya. Hasil kajian menunjukkan bahwa diperlukan organisasi, tahapan litbang dan pengelolaan SDM yang sistematis, serta tahapan pencapaian teknologi yang perlu dilakukan. Keterbatasan bahan baku propelan merupakan masalah utama dalam pengembangan propelan di Indonesia. Peningkatan kinerja propelan dapat dilakukan dengan meningkatkan solid loading density dan penambahan bahan energetik tinggi.

Kata kunci : propelan komposit, kinerja propelan, roket sonda

SIMULASI PENENTUAN BASIS OPERASI PADA SISTEM PEMANTAUAN MARITIM BERBASIS WAHANA TERBANG TAK BERAWAK = SIMULATION TO DETERMINE THE OPERATION BASE ON MARITIME SURVEILLANCE SYSTEM BASED ON UNMANNED AIR VEHICLE
Prasetyo Ardi Probo Suseno, Adi Wirawan

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 149 – 158

Paper ini mendiskusikan metode untuk menentukan basis operasi pada pemantauan maritim yang menggunakan pesawat terbang tak berawak sebagai komponen utamanya. Penentuan basis operasi disusun berdasarkan data-data yang telah direkam oleh satelit radarsat 2. Dalam penelitian ini dipilih laut Natuna sebagai fokus wilayah karena laut Natuna merupakan salah satu laut di Indonesia yang paling rawan mengalami kegiatan penangkapan ikan illegal. Simulasi dilakukan menggunakan software MATLAB. Hasil simulasi yang dilakukan menunjukkan bahwa basis operasi dapat ditempatkan sedemikian rupa, sehingga dengan jumlah operasi yang minimal, seluruh daerah yang berpotensi kegiatan penangkapan ikan illegal masih dapat tercakup dalam wilayah operasi tersebut.

Kata kunci: UAV, Pemantauan, Maritim, Basis operasi, Gugus, Natuna.

KOREKSI DATA AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT LAPAN-A2 DAN LAPAN-A3 MENGGUNAKAN METODE INTERPOLASI DAN EKSTRAPOLASI = LAPAN-A2 AND LAPAN-A3 AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT DATA CORRECTION USING INTERPOLATION AND EXTRAPOLATION METHODE)

Abdul Karim, Rizki Permala, M Mukhayadi, Wahyudi Hasbi

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 159 – 168

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) telah memiliki dua buah satelit (LAPAN- A2 dan LAPAN-A3) yang membawa sensor Automatic Identification System (AIS). Pemanfaatan data AIS berbasis satelit ini sangat berguna bagi pemantauan kapal di wilayah perairan Indonesia. Posisi satelit pada ketinggian sekitar 642 Km dan 500 Km dari permukaan laut menghasilkan cakupan yang luas sehingga dapat menerima banyak data kapal. Permasalahannya adalah teknologi AIS yang menggunakan sistem Time Division Multiple Access (TDMA) memiliki keterbatasan dalam menangani data yang besar sehingga beberapa data yang diterima dapat mengalami kerusakan akibat terjadinya message collision. Oleh karena itu dalam penelitian ini telah dilakukan analisis serta koreksi atas data yang rusak menggunakan metode interpolasi dan ekstrapolasi. Hasil koreksi atas data yang rusak mencapai 22,6% untuk satelit LAPAN-A2 dan 20,8% untuk satelit LAPAN-A3.

Kata kunci: AIS, Satelit, LAPAN

STIFFNESS EVALUATION OF LAPAN-A5/CHIBASAT DEPLOYABLE SOLAR PANEL COMPOSITE PLATE USING SIMPLIFIED FINITE ELEMENT MODEL = EVALUASI KEKAKUAN PLAT KOMPOSIT PANEL SURYA LAPAN-A5/CHIBASAT YANG DAPAT DIBENTANGKAN MENGGUNAKAN MODEL ELEMEN HINGGA YANG DISEDERHANAKAN

Robertus Heru Triharjjanto, Poki Agung Budiantoro

J. Tekgan, 16(2) 2018 : 169 – 175

Satelit LAPAN-A5/ChibaSat, yang akan mempunyai muatan synthetic aperture radar, memerlukan kapasitas daya listrik yang lebih besar dibandingkan satelit-satelit LAPAN pendahulunya. Sehingga panel suryanya akan dibentangkan saat di orbit untuk memaksimalkan paparan sinar matahari. Bahan komposit honeycomb dipilih sebagai plat pembentang panel surya, karena harus ringan, kuat dan kaku. Pemilihan bahan yang khusus tersebut memerlukan perlakuan khusus saat perhitungan kekakuan struktur satelit. Pemodelan elemen hingga yang umum bagi kasus tersebut adalah dengan memodel tiap lapis plat, sehingga jumlah lemen menjadi banyak. Tujuan dari penelitian adalah mendapatkan model kekakuan plat komposit panel surya dengan jumlah elemen yang lebih sedikit, atau lebih sederhana. Pemodelan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak elemen hingga, dan model honeycomb sederhana divalidasi dengan kasus kekakuan plat standar. Setelah itu, kondisi batas sesuai dengan system pembentang panel surya LAPAN-A5/ChibaSat. Hasil pemodelan menunjukkan bahwa kekakuan plat pembentang panel surya yang didesain telah memenuhi persyaratan peluncuran untuk roket PSLV. Sehingga moda desain tersebut dapat digunakan dalam pengembangan LAPAN-A5/ChibaSat.

Kata kunci: model elemen hingga, panel surya, LAPAN-A5/ChibaSat, honeycomb

KARAKTERISTIK MODEL UJI STRUKTUR SAYAP MUS-01 (CHARACTERISTIC OF MUS-01 WING'S STRUCTURE TESTING MODEL)

Aryandi Marta¹, Atik Bintoro, Riki Ardiansyah

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya LAPAN Rumpin Bogor Jawa Barat

¹e-mail: aryandi.marta@lapan.go.id

Diterima: 9 April 2018; Direvisi: 7 Juli 2018; Disetujui: 25 Oktober 2018

ABSTRACT

The characteristic model of MUS-01 wing structure testing has been performed. Planned, this model will be used for an unmanned aircraft wing of the LSU-03NG. The test model is made from e-glass composite. When testing was performed, the structure test model was loaded statically according to 35 kg of maximum take off weight (MTOW). This research method also involves the unmanned aircraft mission, especially on the model test structure, model dimension, and direct experiment in the form of loading on the test model. The test result show that MUS-01 test model has characteristics as the test model which unable to take operational flight loads of unmanned aircraft for LSU-03NG series. So, this model is not recommended to be use as LSU-03NG unmanned aircraft wing structure.

Keywords: *MUS-01, LSU-03NG, characteristic, MTOW*

ABSTRAK

Telah dilakukan penelitian karakteristik model uji struktur sayap MUS-01. Direncanakan, model ini akan digunakan sebagai sayap pesawat tanpa awak LSU-03NG. Model uji terbuat dari komposit jenis e-glass. Pada saat pengujian, model uji struktur diberi beban secara statik sesuai *maximum take off weight* (MTOW) sebesar 35 kg. Metode penelitian ini melibatkan misi pesawat terbang tanpa awak, khususnya pada bagian struktur model uji, dimensi model, dan eksperimen langsung berupa pembebanan pada model uji. Hasil pengujian menunjukkan bahwa model uji MUS-01 mempunyai karakteristik sebagai model uji yang tidak mampu menerima beban operasional pesawat terbang tanpa awak seri LSU-03NG. Sehingga model ini tidak direkomendasikan untuk digunakan sebagai struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG.

Kata kunci : *MUS-01, LSU-03NG, karakteristik, MTOW*

1 PENDAHULUAN

Kemampuan struktur sayap dalam menerima beban menjadi faktor penting pada rancang bangun pesawat terbang tanpa awak, tidak terkecuali pesawat seri LSU-03NG. Pesawat ini merupakan bagian dari upaya Pusat Teknologi Penerbangan (PUSTEKBANG) LAPAN, dalam pengembangan rancang bangun seri sebelumnya, yaitu pesawat LSU-03 (Riki Ardiansyah, dkk., 2016). Kemampuan struktur akan menjadi penentu kualitas sayap dan misi operasional penerbangan pesawat. Struktur sayap berfungsi untuk menerima gaya angkat dan menjaga pesawat agar tetap berada pada posisi seimbang, sehingga gaya angkat pesawat sama dengan berat total pesawat. Persamaan aerodinamika menyatakan bahwa :

$$W + L = 0 \quad (1-1)$$

Dengan W = berat pesawat, dan L = gaya angkat pesawat. Pada posisi setimbang, jika pesawat dikenai gaya dorong, maka pesawat akan bergerak maju (Yuvaraj G and Veeranjanyulu K., 2016).

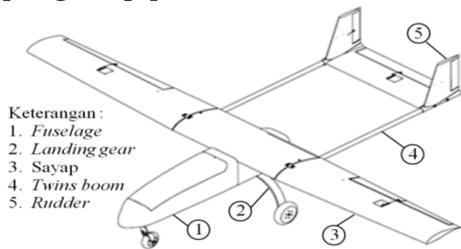
Untuk mengetahui kemampuan struktur sayap pesawat LSU-03NG, salah satunya dapat dilakukan dengan membuat model uji sesuai kebutuhan operasional pesawat. Model uji yang dimaksud adalah model uji struktur (MUS) sayap seri 01, disingkat MUS-01. Selanjutnya, dilakukan pengujian dengan memberikan beban terhadap model uji. Pada kesempatan ini lingkup penelitian dibatasi pada kegiatan karakterisasi kemampuan model uji saat menerima beban operasional penerbangan. Melalui penelitian ini diharapkan dapat mengetahui karakteristik model uji MUS-01, apakah sudah memenuhi syarat sebagai

struktur sayap pesawat terbang seri LSU-03NG atau tidak. Penelitian ini melanjutkan penyelidikan dari sisi hasil eksperimen, yaitu meneliti langsung terhadap model yang telah diuji. Sedangkan pada penelitian sebelumnya telah dilakukan analisis terhadap Kekuatan Struktur Sayap Pesawat LSU-03NG dengan Metode Elemen Hingga (Rizky Fitriansyah, dkk., 2017). Sehingga bisa melengkapi hasil penelitian tersebut sebagai bahan pertimbangan untuk mendapatkan struktur sayap yang andal bagi pesawat LSU-03NG.

2 KONFIGURASI PESAWAT LSU-03NG

Sebagaimana pesawat terbang tanpa awak pada umumnya, pesawat LSU-03NG mempunyai komponen utama yang terdiri dari struktur sayap, *fuselage*, *landing gear*, *twins boom* dan *rudder*. Dari sisi berat total pesawat yang hanya sebesar 35 kg, pesawat ini masih termasuk kategori kecil (Atik Bintoro, 2017). Pesawat seperti ini, biasanya mempunyai siklus terbang sebagai berikut : gerak taksi di darat, tinggal landas, disusul terbang di udara, diteruskan bergerak turun, dan diakhiri dengan mendarat di lapangan terbang. Pemenuhan kebutuhan struktur sayap untuk kegiatan terbang sesuai dengan siklusnya dapat diketahui melalui hasil analisis numerik menggunakan perangkat lunak elemen hingga, diantaranya berupa : tegangan struktur arah sumbu X, Y, maupun XY (Rizky Fitriansyah, dkk., 2017). Analisis struktur sayap yang tepat dapat membantu memprediksi kualitas kinerja pesawat terbang, dalam arti mampu mengurangi konsumsi daya pesawat sebagai akibat berkurangnya gaya hambat dan meningkatnya gaya angkat (Shreyas Krishna murthy, dkk., 2014).

Adapun konfigurasi pesawat terbang LSU-03NG tercantum pada Gambar 2-1. Disain struktur pesawat ini sebagian besar terbuat dari komposit. Model uji MUS-01 sebagai model eksperimen sayap pesawat LSU-03NG pun, juga terbuat dari komposit dan berpenguat pipa aluminium.

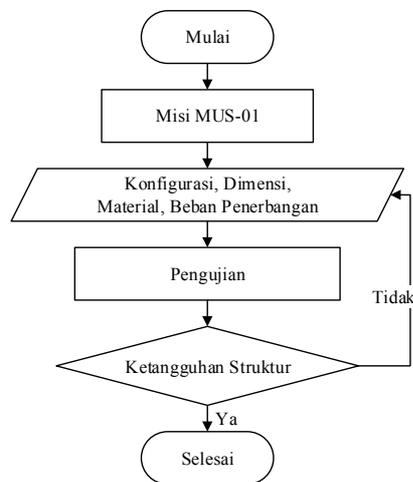


Gambar 2-1: Konfigurasi pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG

3 METODE PENELITIAN

Pengujian secara mekanis memiliki peran penting dalam perancangan suatu komponen. Kegiatan ini berfungsi untuk mendukung dan memvalidasi model simulasi, mengetahui lokasi kegagalan rancangan, serta mengetahui perilaku struktur secara nyata saat diberi beban statis maupun dinamis (Tiago Ramos, dkk., 2015). Uji kemampuan struktur sayap MUS-01 dilakukan dengan memberikan beban operasional penerbangan sebagai beban statik. Beban ini berasal dari gaya angkat yang terjadi pada titik tangkap gaya di model uji. Besarnya gaya angkat untuk pengujian disesuaikan dengan besar beban operasional penerbangan, dalam hal ini diambil *Maximum Take Off Weight* (MTOW) pesawat dikalikan dengan nilai faktor beban. Besarnya nilai faktor beban ini dapat mempengaruhi stabilitas pesawat terbang, disamping faktor lain seperti kecepatan terbang pada Mach tertentu (Michele Castellani, dkk, 2016). Adapun prosedur pengolahan data hasil pengujian ditunjukkan oleh diagram alir pada gambar 3-1.

Melalui prosedur Gambar 3-1 dapat diketahui terpenuhi atau tidaknya ketahanan struktur yang maksimal terhadap beban terbang, dalam hal ini diwakili oleh beban statik pada model uji. Melalui pembebanan ini, juga dapat diketahui keamanan struktur model. Jika terjadi kerusakan struktur, berarti faktor keamanan struktur pada beban tersebut bernilai kurang dari satu. Padahal kemampuan struktur sudah semestinya lebih besar dari gangguan yang terjadi [Santhosh N., dkk., 2014], dan bernilai lebih besar dari satu.

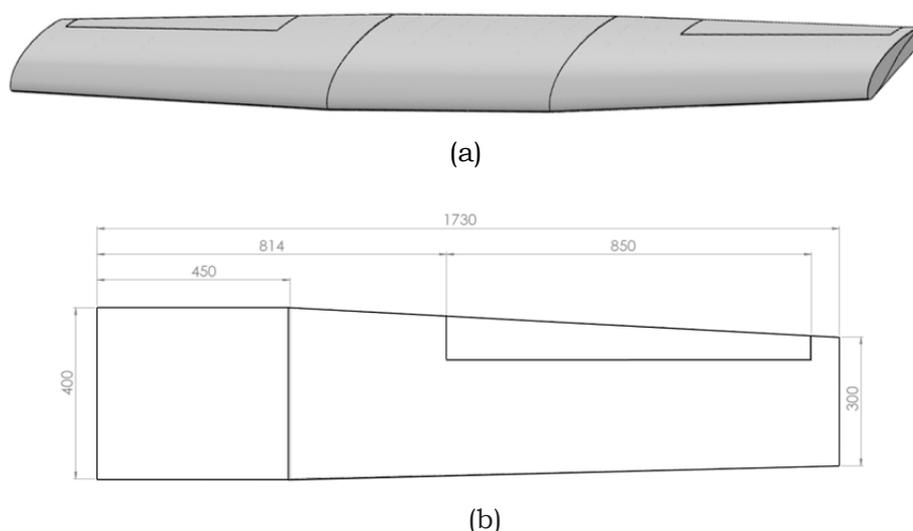


Gambar 3-1 : Prosedur pengolahan data.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Konfigurasi Sayap Pesawat LSU-03NG

Struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG terdiri dari sepasang sayap yang mempunyai ukuran dan bentuk sama persis, di sebelah kiri dan kanan. Oleh karena itu, ukuran struktur tersebut cukup diwakili oleh salah satu sisi sayap saja. Konfigurasi struktur sayap ditunjukkan pada gambar 4-1, bagian (a) adalah tampilan utuh sepasang struktur sayap, sedangkan bagian (b) adalah ukuran satu struktur sayap uji. Konfigurasi ini dijadikan acuan sebagai ukuran model uji MUS-01.



Gambar 4-1 : Konfigurasi struktur sayap pesawat terbang LSU-03NG (satuan dalam milimeter)

Pesawat tanpa awak yang pernah dibuat Pustekbang, seperti seri LSU-05, juga terbuat dari komposit serat *e-glass*, serat karbon, serta resin *epoxy* (Fajar Ari Wandono, dkk., 2015)

Komposit berbahan serat *e-glass* bisa digunakan sebagai material struktur pesawat terbang seri LSU (Kosim Abdurrohman, Aryandi Marta, 2017). Struktur komposit bisa digunakan untuk komponen sayap (Lidia Kristina Panjaitan, Ani Nurwasila 2015). Disamping itu struktur komposit jenis ini juga relatif tangguh untuk struktur pesawat tanpa awak (Atik Bintoro, 2016). Struktur pesawat LSU-03NG terbuat dari komposit, demikian juga bagian sayapnya. Sehingga model uji MUS-01 juga terbuat dari komposit

4.2 Hasil Pengujian Model Uji MUS-01

Sesuai dengan data konfigurasi struktur sayap pesawat LSU-03NG dan metodologi penelitian di atas, pengujian model uji MUS-01 dilakukan dengan mengacu pada misi dan skenario penerbangan sebagai pesawat terbang tanpa awak kategori kecil (Atik Bintoro, 2017). Misi litbangyasa struktur sayap adalah diperolehnya struktur yang bersifat : tangguh, mudah digunakan,

dan ringan. Untuk memenuhi hal tersebut, dibuat 12 buah model uji sesuai konfigurasi Gambar 4-1. Dari 12 model uji tersebut dipilih secara acak tiga model uji dengan nomor 001, 002, dan 009. Adapun bentuk fisik model uji MUS-01 seperti pada Gambar 4-2.

Model uji diberi beban merata sebesar 35 kg, sesuai dengan besar MTOW sayap dikalikan faktor beban (n). Pada pengujian ini distribusi beban ditetapkan di tujuh titik tangkap dengan selang jarak masing-masing 25 cm, dihitung dari tengah model uji dan disesuaikan dengan posisi *rib* dalam struktur *outer wing*. Untuk menentukan nilai pembebanan di tiap titik, dilakukan perhitungan menggunakan metode Schrenk. Metode ini mengasumsikan beban yang terjadi disepanjang sayap berbentuk eliptikal (Nanda Wirawan, 2016). Dengan memberikan nilai geometri sayap, MTOW, dan faktor beban diperoleh pembebanan pada tujuh titik tersebut yang ditampilkan pada Tabel 4-1.

Masing-masing model uji diberi beban untuk $n=1$ dan dibiarkan selama tiga menit. Gambar 4-3 memperlihatkan kondisi MUS-01 nomor 001 saat pengujian.

Tabel 4-1 : DISTRIBUSI PEMBEBANAN PAD SAYAP

Load Factor	Segmen (Kg)							Total
	I	II	III	IV	V	VI	VII	
n=1	3.43	2.92	2.78	2.60	2.36	2.03	1.23	17.36
n=2	6.86	5.83	5.57	5.20	4.72	4.07	2.46	34.72
n=3	10.29	8.75	8.35	7.80	7.08	6.10	3.69	52.07
n=3.8	13.04	11.08	10.58	9.88	8.97	7.73	4.68	65.96



Gambar 4-2: Model uji struktur sayap MUS-01



Gambar 4-3 : Pengujian struktur sayap MUS-01 nomor 001

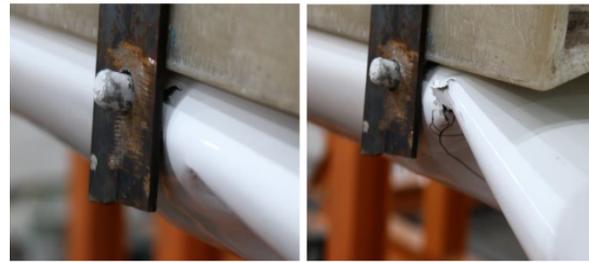
Untuk model sayap nomor 001, strukturnya mampu menahan beban n=1, tetapi pada saat diberi beban n=2, struktur model uji langsung mengalami kerusakan. Kerusakan utama terjadi di bagian *skin* sayap di sekitar *pin*. Hasil pengujiannya diperlihatkan pada Gambar 4-4.

Pengujian model uji struktur sayap MUS-01 yang kedua dilakukan pada konfigurasi sayap nomor 009. Pada pengujian ini, model uji MUS-01 mampu menahan beban dengan faktor beban n=2, dan mengalami kerusakan di bagian *skin* di sekitar posisi *pin*. Struktur model uji mengalami kerusakan total ketika diberi beban dengan faktor beban n=3. Kerusakan

yang terjadi pada MUS-01 nomor 009 diperlihatkan pada Gambar 4-5.



Gambar 4-4 : Pengujian faktor beban = 2 pada MUS-01 nomor 001



Gambar 4-5 : Kerusakan MUS-01 nomor 009 di bagian *skin* : (a) Pada n=2; (b) Pada n=3

Pengujian ketiga dilakukan untuk konfigurasi model uji struktur sayap nomor 002. Pada pengujian ini, model uji dipasang dua buah *strain gauge*, yang diletakkan di bagian *skin*, dekat dengan posisi *pin* dan di bagian pipa aluminium. Struktur model uji ini juga mengalami kerusakan saat diberi beban n=2. Kerusakan yang terjadi berupa robeknya *skin* disekitar *pin*, dan mengalami kerusakan total saat diberi beban n=3. Hasil ujinya terlihat pada Gambar 4-6.



Gambar 4-6: Kerusakan MUS-01 nomor 002: (a) di bagian *skin*; (b) Saat faktor beban n=3



Gambar 4-7: Hasil pengujian terhadap tiga model uji MUS-01

Berdasarkan Gambar 4-7, dapat diketahui bahwa semua kerusakan struktur terjadi di bagian *skin* saat pembebanan faktor beban $n=2$. Demikian juga untuk faktor beban $n=3$. Hal ini menunjukkan bahwa struktur model uji MUS-01 tidak mampu menerima beban lebih dari faktor beban $n=2$. Padahal hasil rancang bangun struktur pesawat terbang harus mampu menerima beban operasional pesawat terbang sebesar MTOW dikalikan dengan faktor keamanannya, dalam arti faktor keamanannya lebih dari satu (Santhosh N., dkk., 2014).

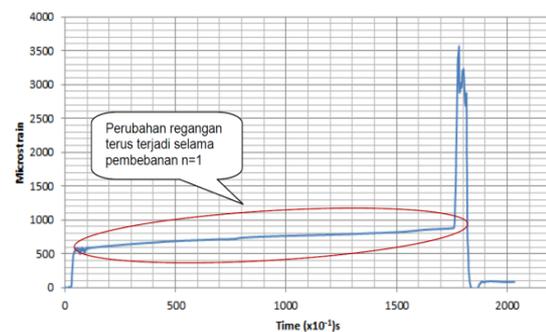
Tegangan akibat beban pengujian sudah melebihi kemampuan tegangan izin dari struktur model uji. Dapat dikatakan bahwa faktor keamanan model uji struktur sayap yang berasal dari kemampuan model dibagi dengan tegangan akibat beban bernilai di bawah satu, sehingga model uji MUS-01 tidak mampu menahan beban operasional pengujian. Sehingga, model uji MUS-01 tidak direkomendasikan untuk digunakan sebagai bahan pertimbangan dalam perancangan struktur sayap pesawat LSU-03NG.

Beberapa dugaan yang menjadi penyebab kerusakan pada model uji antara lain :

- Konfigurasi struktur yang tidak memperkuat area *pin* dimana struktur yang ada hanya menempelkan *pin* aluminium pada *rib* dengan menggunakan perekat jenis *jelcoat* seperti pada Gambar 4-8.
- Selain itu, berdasarkan hasil pengukuran dari *strain gauge* 1 di area *pin* menunjukkan peregangan terus terjadi saat pembebanan $n=1$. Sedangkan untuk *strain gauge* 2 di pipa aluminium, peregangan terjadi konstan pada semua pembebanan yang diberikan. Grafik perubahan regangannya dapat dilihat pada Gambar 4-9 dan Gambar 4-10.

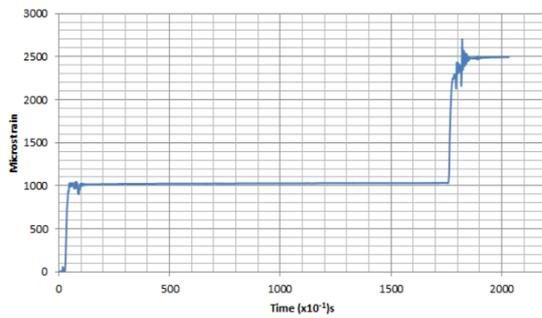


Gambar 4-8 : Pipa aluminium pada *pin*



Gambar 4-9 : Perubahan regangan pada *strain gauge* 1

Diantara keuntungan struktur komposit, yaitu dapat digunakan menemukan solusi bobot minimum yang layak. Penurunan bobot, dapat meningkatkan kemampuan muatan dan mengurangi kebutuhan bahan bakar (Ahmad Alsahlani and Thurai Rahulan, 2017).



Gambar 4-10 : Perubahan regangan pada strain Gauge 2

Saat ini material komposit banyak digunakan dalam struktur pesawat terbang tanpa awak. Penghematan bobot sebagai akibat dari penggunaan bahan komposit tersebut akan memiliki dampak pada kekuatan dan kekakuan yang spesifik terhadap struktur (Nitesh Gupta, 2013). Namun demikian, atas dasar hasil uji yang telah dilakukan, untuk model uji MUS-01 yang terbuat dari komposit serat e-glass, masih perlu dilakukan perbaikan lebih lanjut, terutama untuk menahan beban operasional sesuai MTOW pesawat terbang tanpa awak seri LSU-03NG. Hal ini sejalan dengan hasil penelitian terdahulu (Rizky Fitriansyah, dkk., 2017). Dengan demikian, sesuai prosedur olah data hasil uji yang tercantum pada Gambar 3-1, maka rancang bangun dan pengujian perlu diulang lagi hingga dihasilkan model uji yang tangguh untuk struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG.

5 KESIMPULAN

Dari pembahasan di atas dapat diketahui bahwa Model Uji Struktur MUS-01 mengalami kerusakan fatal saat dilakukan pengujian. Hal ini menunjukkan bahwa model uji tersebut mempunyai karakteristik sebagai model uji yang tidak mampu menerima beban operasional pesawat terbang tanpa awak seri LSU-03NG. Ketidakmampuan ini patut diduga dikarenakan adanya faktor

beban yang melebihi kemampuan model uji tersebut. Dengan kata lain, jika besaran MTOW pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG dipertahankan maka struktur Model Uji MUS-01 tidak bisa dijadikan bahan pertimbangan sebagai model struktur sayap untuk pesawat tersebut.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini penulis mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu kelancaran penelitian, terutama kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Kepala Bidang Program dan Fasilitas Pustekbang, serta rekan rekan tim rancang bangun pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG.

DAFTAR PUSTAKA

- Ahmad Alsahlani and Thurai Rahulan, (2017), Composite Structural Analysis of a High Altitude, Solar Powered Unmanned Aerial Vehicle, International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research Vol. 6, No. 1, January 2017
- Atik Bintoro, (2016), Lendutan Struktur Twin Boom Pesawat Nir Awak LSU-05 Pada Saat Menerima Beban Terbang, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol. 14 No. 2 Desember 2016
- Atik Bintoro, (2017), Laporan Tahun 2016 Pelaksanaan Program Litbangyasa Pustekbang 2016: Kajian Sertifikasi LSU, Pengembangan Laboratorium Pustekbang Dan Missi LSU-03, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor
- Fajar Ari Wandono, Riki Ardiansyah, Dony Hidayat, (2015), *Evaluasi Kriteria Kegagalan Tsai-Hill Pada Struktur Rangka Main Landing Gear LSU-05*, Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.

- Kosim Abdurohman, Aryandi Marta, (2017), *Tensile Properties* Komposit Serat e-Glass, Hasil Vacuum Infussion sebagai Material Struktur LSU (Lapan *Surveillance UAV*), Prosiding Siptekgan XXI-2017, Pustekbang, LAPAN, Bogor
- Lidia Kristina Panjaitan, Ani Nurwasilah, (2015), Penelitian Resin Epoxy Content dan Ketebalan Material Komposit LSU-05 dengan Metode *Hand Lay-up & Vacuum Bagging*, Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Michele Castellani, Jonathan E. Cooper, and Yves Lemmens, (2016), Flight Loads Prediction of High Aspect Ratio Wing Aircraft Using Multibody Dynamics, *International Journal of Aerospace Engineering*, Volume 2016 (2016), Article ID 4805817, 13 pages
- Nanda Wirawan, (2016), Perhitungan Distribusi Gaya Akibat Beban Aerodinamika Pada Sayap LSU-03. Laporan Teknik, Pustekbang, LAPAN, Bogor
- Nitesh Gupta, M.J. Augustin, Sakthi Sathya, Saransh Jain, S.R. Viswamurthy, Kotresh M. Gaddikeri and Ramesh Sundaram, (2013), Structural Health Monitoring of Composite Aircraft Structures Using Fiber Bragg Grating Sensors, *Journal of the Indian Institute of Science* VOL 93:4 Oct.-Dec. 2013
- Riki Ardiansyah, Nanda Wirawan, (2016), Perhitungan Letak dan Pergeseran Pusat Gravitasi Pesawat LSU-03 untuk menentukan Posisi Beban dan Pemberat, Prosiding Siptekgan XX-2016, Pustekbang, LAPAN, Bogor
- Rizky Fitriansyah, Fajar Ari Wandono, Atik Bintoro, Analisis Kekuatan Struktur Sayap LSU-03NG dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga, Prosiding Siptekgan (2017), ISBN : 978-602-71833-3-9, Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan Dan Antariksa Nasional
- Santhosh N, N D Shivakumar, Chetan D M, Pooja Kumari, Sahana B C, Mahalya R, (2014), Design And Analysis Of Engine Mounting Frame Of An Unmanned Aerial Vehicle, *International Journal of Research In Aeronautical And Mechanical Engineering*, Vol.2 Issue.5, May 2014
- Shreyas Krishnamurthy, Suraj Jayashankar, Sharath V Rao, Rothen Krishna T S, Shankargoud Nyamannavar, (2014), Cfd Analysis Of An Rc Aircraft Wing, *International Journal Of Mechanical And Production Engineering*, Issn: 2320-2092, Volume- 2, Issue-9, Sept.-2014
- Tiago Ramos, Daniel F. O. Bragaa, Shayan Eslamia, Paulo J. Tavaresa, P. M. G. P. Moreiraa, (2015), Comparison between Finite Element Method Simulation, Digital Image Correlation and Strain Gauges measurements in a 3-Point Bending Flexural Test, *International Conference on Structural Integrity*, DOI: 10.1016/j.proeng.2015.08.063
- Yuvaraj G and Veeranjaneyulu K, (2016), Buoyancy Lift Augmentation, *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, DOI: 10.4172/2168-9792.1000175, Volume 5, Issue 4 • 1000175, ISSN: 2168-9792

SISTEM PENYALA NIRKABEL JARAK JAUH UNTUK MUATAN ROKET (WIRELESS SWITCHING FOR ROCKET PAYLOAD)

Endro Artono¹, Salman

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya Lapan No.2 Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350, Jawa Barat

¹e-mail: endro.artono@lapan.go.id

Diterima: 23 Juni 2018; Direvisi: 30 Juli 2018; Disetujui: 8 Agustus 2018

ABSTRACT

Currently in LAPAN, to activate the electronics system on the rocket payload is still done manually by pressing or shifting the switch at the rocket payload tube from the OFF to ON position. This payload wireless switching system is designed for turning the rocket payload to ON or OFF without any physical contact from operator and the rocket. As the result of this study, the rocket payload can be switched ON or OFF from the control room wirelessly. The system can also release the umbilical interface from the rocket body before the rocket launched, so it does not interfere with the rocketed.

Keywords: payload, wireless, switch, electronics

ABSTRAK

Proses pengaktifan sistem elektronik pada muatan roket hasil penelitian dan pengembangan LAPAN selama ini masih dilakukan secara manual, dengan menggeser atau menekan saklar pada tabung muatan roket dari posisi mati (*OFF*) ke posisi hidup (*ON*). Sistem penyala muatan roket ini dirancang untuk dapat menyalakan atau mematikan muatan roket tanpa kontak fisik antara operator dengan roket. Hasil dari penelitian ini, telah dibuat sebuah sistem untuk menyalakan ataupun mematikan muatan roket secara nirkabel. Sistem ini juga dapat melepaskan perangkat antarmuka untuk penyalaaan muatan dari badan roket, sehingga tidak mengganggu roket saat diluncurkan.

Kata kunci: muatan, nirkabel, saklar, elektronika

1 PENDAHULUAN

Pada roket-roket yang dilengkapi dengan sistem muatan, maka sistem muatan tersebut harus dihidupkan/dinyalakan sebelum roket ditembakkan dari peluncurnya. Pada sistem muatan roket-roket sonda LAPAN terdahulu, muatan elektronika roket dihidupkan dengan cara manual, yaitu dengan mengatur posisi saklar yang terpasang pada badan muatan roket pada posisi "ON" dengan diatur menggunakan tangan secara langsung pada saklar, begitu pula saat mematikannya. Dengan cara ini, muatan roket dapat dihidupkan/ dimatikan. Namun, hal ini cukup riskan dan berbahaya, karena roket telah berada pada posisi siap meluncur. Selain itu, dengan menggerakkan saklar secara manual, rawan terhadap timbulnya *electrostatic discharge* (Xue et al. 2016) dari tangan operator saat menyentuh saklar, dimana hal ini dapat menimbulkan kerusakan pada sistem elektronika muatan.

Ditambah lagi, dari sisi dimensi, saat ini roket-roket LAPAN telah semakin besar dan panjang, sehingga posisi muatan saat roket berada pada elevasi siap terbang di *launcher* menjadi sangat tinggi. Sebagai contoh, roket RX320 mempunyai panjang 6.2 meter. Saat berada di *launcher* dengan elevasi 70°, roket akan tampak sebagaimana terlihat pada Gambar 1.1.

Untuk menyalakan muatan roket, seseorang harus menaiki tangga dengan ketinggian 5 meter, dengan tangga yang terpasang pada sruktur *launcher* yang juga berkemiringan 70°. Hal ini tentu saja sangat riskan dan berbahaya.

Pada sistem roket yang lebih maju, metode penyalakan muatan roket dengan cara manual telah lama ditinggalkan, dan telah digantikan dengan metode sistem penyalakan muatan roket jarak jauh, dengan menggunakan sistem yang disebut *umbilical interface*. (Delap,

Glidden, and Lamoreaux 2013) Sistem penyalakan muatan roket pada tiap-tiap jenis roket dapat berbeda-beda, tergantung dengan sistem muatan pada roket itu sendiri dan fitur-fitur yang disediakan pada sistem penyalakan muatan roket tersebut.



Gambar 1.1: Posisi roket RX320 di *Launcher* (panah putih yang menunjukkan posisi muatan roket).

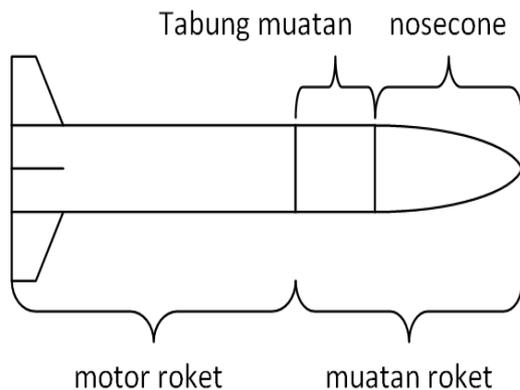
Pada roket-roket besar sebagaimana pada roket NASA maupun lembaga antariksa dari negara-negara maju, sistem penyalakan muatan ini telah sangat kompleks, karena tidak hanya berfungsi sebagai penyalakan muatan, namun juga memiliki fungsi-fungsi lain sebagai pendukung misi roket, seperti pembacaan data-data muatan, pengisian daya baterai, dan lain sebagainya (Gosselin 2007). Semakin kompleks sistem muatannya, maka akan semakin kompleks pula sistem penyalakan muatan yang digunakan.

Penelitian ini bertujuan untuk membuat suatu sistem yang mampu untuk menyalakan/mematikan muatan roket dari jarak jauh, serta dapat melepaskan sistem ini dari badan roket sebelum roket ditembakkan/diluncurkan.

Diharapkan penelitian ini menjadi salah satu solusi terbaik terhadap permasalahan atau kendala yang ada pada proses penyalakan muatan roket sebelumnya.

1 METODOLOGI

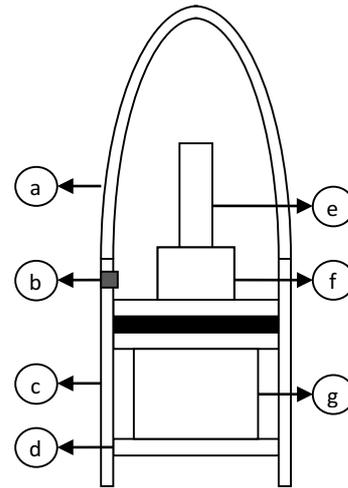
Sebagaimana diketahui, roket terdiri dari beberapa komponen seperti nosel, tabung untuk muatan, muatan, antena, tabung propelan, motor roket, sirip, dan sebagainya (Satria and Wigati 2013). Muatan sistem elektronika pada roket-roket sonda LAPAN ditempatkan di depan motor roket hingga *nosecone*, sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Komponen penyusun roket sonda LAPAN

Muatan ini ditempatkan di dalam tabung muatan, dengan konfigurasi sebagaimana dapat terlihat pada gambar 2.2. Pada gambar tersebut, sistem elektronika muatan (e, f dan g) berada di dalam tabung muatan dan sebagian berada di dalam *nosecone*, dengan disangga oleh struktur/ kompartemen (d) yang di baut ke tabung muatan.

Untuk menghubungkan antara sistem elektronika yang berada di dalam tabung muatan dengan sistem pendukung lain yang terpisah dengan roket (*Ground Support System, GSS*), seperti pengisian daya baterai, pemrograman, dan saklar power muatan, digunakan beberapa antarmuka (*interface*) yang diletakkan pada tabung muatan, sebagaimana dapat dilihat pada posisi *b* di gambar 2.2.



Gambar 2.2: Konfigurasi susunan muatan roket sonda LAPAN

Keterangan gambar:

- a: nosecone
- b: GSS *interface*
- c: tabung muatan
- d: struktur kompartemen muatan
- e: antena muatan
- f: radio *transceiver*
- g: sistem elektronika muatan

Untuk menghidupkan sistem elektronika muatan, maka saklar yang berada di *GSS interface* harus digeser dari posisi mati (*OFF*) ke posisi hidup (*ON*) secara manual, sebagaimana telah dijelaskan pada bagian pendahuluan. Agar dapat dilakukan penyalaan sistem elektronika muatan roket dari jarak jauh, maka diperlukan penggantian saklar, dari saklar manual menjadi sistem saklar elektrik / digital.

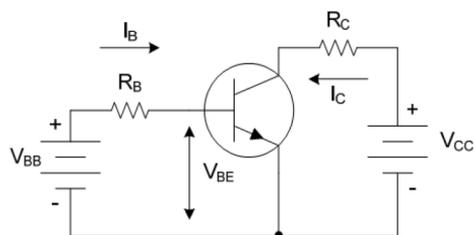
2.1 Saklar Elektrik / Digital

Fungsi dari sebuah saklar adalah untuk menyambungkan dua buah saluran / jalur elektronik sehingga dapat digunakan sebagai jembatan untuk melewatkan arus listrik. Pada saklar manual, cukup dengan menyambungkan dua buah jalur listrik tersebut dengan sebuah penghantar yang berfungsi seperti jembatan penghubung antara dua jalur tersebut secara mekanik.

Pada saklar elektrik / digital, tidak ada penghantar yang secara fisik digerakkan untuk menghubungkan antara dua buah jalur listrik. Jalur penghantar arus listrik tidak lagi berupa penghantar listrik secara fisik, namun diganti dengan penghantar elektrik yang tidak memerlukan pergerakan secara fisik, namun tetap berfungsi sebagaimana saklar mekanik. Prinsip dasar dari hal ini dapat dilihat pada komponen semikonduktor semisal transistor yang difungsikan sebagai saklar.

2.2 Transistor sebagai Saklar

Transistor merupakan sebuah komponen semikonduktor yang dapat difungsikan sebagai saklar. Dengan mengatur transistor berada pada kondisi saturasi, maka transistor akan berlaku seolah sebagai saklar yang tertutup. (Beauvoy, 1959)



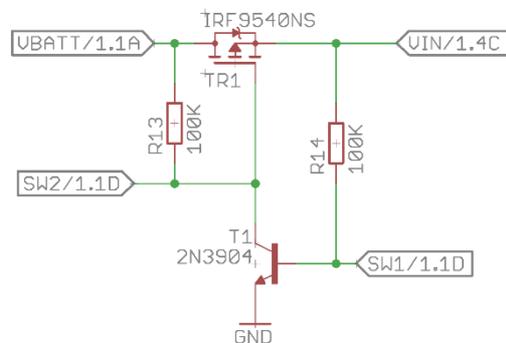
Gambar 2.3: Rangkaian sederhana transistor sebagai saklar.

Pada gambar 2.3 dapat dilihat rangkaian dari transistor yang difungsikan sebagai saklar. Transistor akan berada pada keadaan saturasi apabila arus yang mengalir pada basis (I_B) sama atau lebih besar dari arus basis saturasi (I_{Bsat}). Sebaliknya, transistor akan bekerja sebagaimana saklar terbuka apabila arus yang mengalir pada basis/ I_B lebih kecil dari arus cut-off dari transistor. Sederhananya, dengan memberikan arus basis sebesar 0 (nol) volt, maka secara otomatis transistor akan berada pada kondisi *cut-off*, dan

berlaku sebagai saklar terbuka. (Zambou et al. 2016)

2.3 Mosfet IRF9540

Mosfet adalah salah satu komponen elektronika modern yang biasa digunakan sebagai saklar. Komponen ini bisa menggantikan transistor *junction bipolar* yang biasa digunakan di aplikasi rangkaian elektronika (Dobrescu, Smeu, and Dobrescu 2016). Gambar 2.4 berikut adalah rangkaian Mosfet IRF9540 yang difungsikan sebagai saklar.



Gambar 2.4: Mosfet IRF9540 sebagai saklar

Pada gambar 2.4 dapat dilihat rangkaian dari Mosfet IRF9540 yang difungsikan sebagai saklar. Saat rangkaian dalam posisi mati (*switched off*), rangkaian akan secara total memutus hubungan antara sumber tegangan / baterai dengan rangkaian elektronika di depannya. Pada situasi ini, tidak ada arus yang mengalir melewati mosfet. Sehingga rangkaian akan terputus total dari baterai, meski secara fisik tidak ada jalur yang diputus (Genc and Koc 2017).

Apabila pin SW2 dihubungkan ke GND, maka rangkaian akan menghantarkan arus baterai ke rangkaian elektronika di depannya melalui mosfet, yang berlaku sebagai saklar tertutup. Hal ini dapat terjadi, karena saat pin SW2 dihubungkan ke ground, maka gerbang *Gate* pada Mosfet akan terhubung ke *ground*, sehingga V_{GS}

= V_{baterai} , sehingga Mosfet akan mengalami kondisi saturasi, yang akan mengalirkan arus dari gerbang *source* ke *drain*.

Saat Gerbang *Drain* teraliri arus, maka transistor T1 akan berada pada kondisi saturasi juga, sehingga akan berlaku sebagai saklar tertutup antara kaki kolektor / gerbang *Gate* pada Mosfet dengan kaki emitor / *ground*, sehingga akan tetap menjaga gerbang *Gate* pada Mosfet terhubung ke *ground*.

Saat pin SW1 dihubungkan ke *ground*, maka transistor T1 akan berada pada kondisi *cut-off*, sehingga kaki kolektor akan terputus dari kaki emitor, yang mengakibatkan gerbang *Gate* pada Mosfet terputus dari *ground*. Di sini nilai V_{GS} akan kecil atau hampir sama dengan 0 (nol), sehingga Mosfet akan berada pada kondisi *cut-off*, yang mengakibatkan terputusnya arus listrik dari baterai ke rangkaian elektronika di depannya.

2.4 Komunikasi Serial

Proses pengiriman data dari satu mikroprosesor ke mikroprosesor atau peralatan lain dapat dilakukan dengan berbagai metode, tergantung dari jenis, besar dan kecepatan data yang dikirim. Salah satu dari jenis komunikasi yang sering digunakan adalah komunikasi serial. Berbagai macam jenis antarmuka serial, seperti RS232, RS422, RS485, dan lain sebagainya, telah digunakan pada berbagai peralatan industri (Wang, Hu, and Fu 2016).

Komunikasi serial dapat dimanfaatkan untuk pengiriman data, baik berupa karakter dalam format ASCII maupun format biner. Pada mikrokontroler umumnya terdapat satu atau lebih *port* serial, yang dapat digunakan sebagai *debugging* maupun pengiriman informasi/ komunikasi.

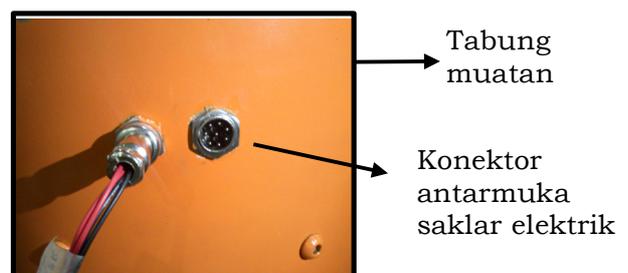
Media untuk pengiriman komunikasi serial dapat berupa *hardware* yaitu

kabel, dan dapat juga tanpa kabel/ *wireless*, dengan menggunakan perangkat radio *transceiver* serial. Banyaknya data yang dikirimkan/ diterima akan sangat berpengaruh terhadap pemilihan jenis radio *transceiver* ini. (Fajriansyah 2016)

3 HASIL PEMBAHASAN

Sistem penyala nirkabel jarak jauh untuk muatan roket ini dibuat dengan menggantikan saklar mekanik pada sistem muatan roket dengan saklar elektrik dengan menggunakan mosfet P-kanal, sehingga memungkinkan proses pensaklaran tanpa menggerakkan tombol saklar secara fisik pada muatan roket. Untuk melakukan proses pensaklaran pada muatan roket, digunakan konektor antarmuka (*interface*) yang akan menghubungkan antara rangkaian saklar elektrik pada muatan roket dengan rangkaian pensaklar dari stasiun bumi / kotak kontrol GSS.

Konektor antarmuka / *interface* saklar elektrik pada muatan roket ini berupa konektor *circular umbilical* yang ditempatkan secara permanen di tabung muatan roket, sebagaimana dapat dilihat pada gambar 3.1. Agar dapat di pasang-lepas dengan mudah, maka konektor yang digunakan adalah konektor dengan jenis *push-pull*, sehingga tidak diperlukan gerakan memutar untuk memasang maupun melepaskan konektor.



Gambar 3.1: Konektor antarmuka saklar elektrik muatan roket.

Pasangan dari konektor ini (*connector plug*) terhubung langsung ke kotak kontrol GSS, dengan konfigurasi desain *interface* sebagaimana terlihat pada gambar 3.2 berikut.



Gambar 3.2: Konfigurasi konektor antarmuka saklar elektrik dari GSS.

Pada gambar 3.2 terlihat konektor *circular* yang terpasang pada struktur aluminium dengan konfigurasi sebagaimana terlihat pada gambar, sehingga konektor tersebut dapat dilepaskan dari konektor yang berada pada tabung roket secara elektrik dengan menggunakan bantuan motor servo sebagai penggerakannya.

Lengan motor servo di set untuk menekan konektor saat posisi konektor dari GSS tersambung dengan konektor antarmuka dari muatan roket di tabung muatan.

Untuk melepaskan konektor dari tabung muatan, lengan motor servo di set untuk menarik konektor hingga terlepas dari konektor antarmuka di tabung muatan.

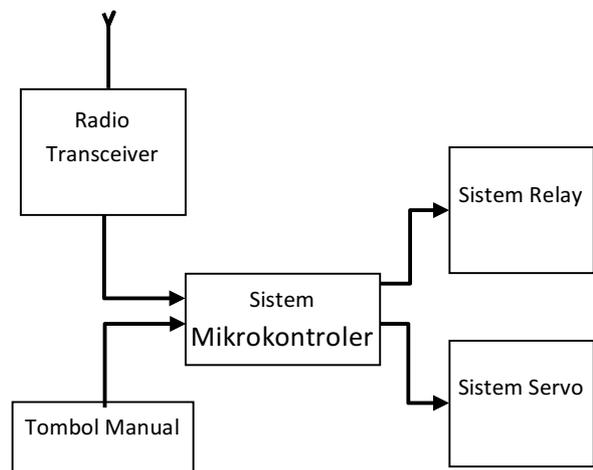


Gambar 3.3: Kotak kontrol GSS

Posisi lengan motor servo diatur oleh sistem mikrokontroler yang berada di kotak kontrol GSS. Motor servo dan konektor antarmuka tersambung ke sistem kotak kontrol GSS menggunakan kabel penghubung.

Pada gambar 3.3 terlihat kotak kontrol GSS yang berfungsi untuk mengatur sinyal untuk saklar dan posisi lengan motor servo. Pada kotak kontrol GSS terdapat sistem mikrokontroler, rangkaian *relay* untuk saklar, radio *transceiver*, baterai dan tombol-tombol untuk pengaturan manual.

Gambar 3.4 berikut adalah diagram blok sederhana pada sistem kotak kontrol GSS.

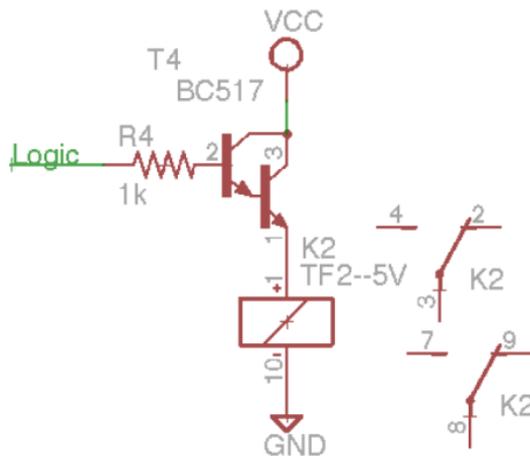


Gambar 3.4: Diagram blok sederhana Kotak kontrol GSS

Radio *Transceiver* berfungsi untuk menerima data serial dari *Ground Station* secara nirkabel, dan mengirimkan status dari kotak kontrol GSS ke *Ground Station*.

Sistem *Relay* berfungsi sebagai pengganti saklar manual untuk menyalakan sistem elektronika muatan roket. Sistem *relay* terdiri dari rangkaian *driver relay* dengan transistor Darlington sebagai komponen utamanya. Tegangan keluaran mikrokontroler yang hanya 5 volt dan arus yang kecil, sekitar 10 mA, akan mengaktifkan rangkaian *driver relay* ini, (Arisandi 2017) sehingga dapat mengaktifkan relay. Rangkaian *driver*

relay tersebut dapat dilihat pada gambar 3.5 berikut.



Gambar 3.5: Rangkaian *driver relay* .(Arisandi 2017)

Sistem servo berfungsi untuk menggerakkan lengan motor servo pada dua kemungkinan posisi, membuka atau menutup.

Pada posisi lengan servo menutup, akan menahan posisi konektor umbilikal dari kotak kontrol GSS di *interface* umbilikal pada tabung muatan roket. Pada posisi lengan servo membuka, berarti akan melepaskan konektor umbilikal pada kotak kontrol GSS dari *interface* umbilikal pada tabung muatan roket.

Sistem mikrokontroler akan menerima perintah pensaklaran maupun posisi lengan servo dari dua sumber, tombol manual dan radio *transceiver*. Dari perintah tersebut, kemudian mikrokontroler akan menerjemahkannya dalam bentuk sinyal digital untuk kemudian diumpangkan ke sistem *relay* dan motor servo.

Radio *transceiver* akan menerima perintah pensaklaran dari *Ground Station* dalam bentuk data serial dengan format protokol tertentu.

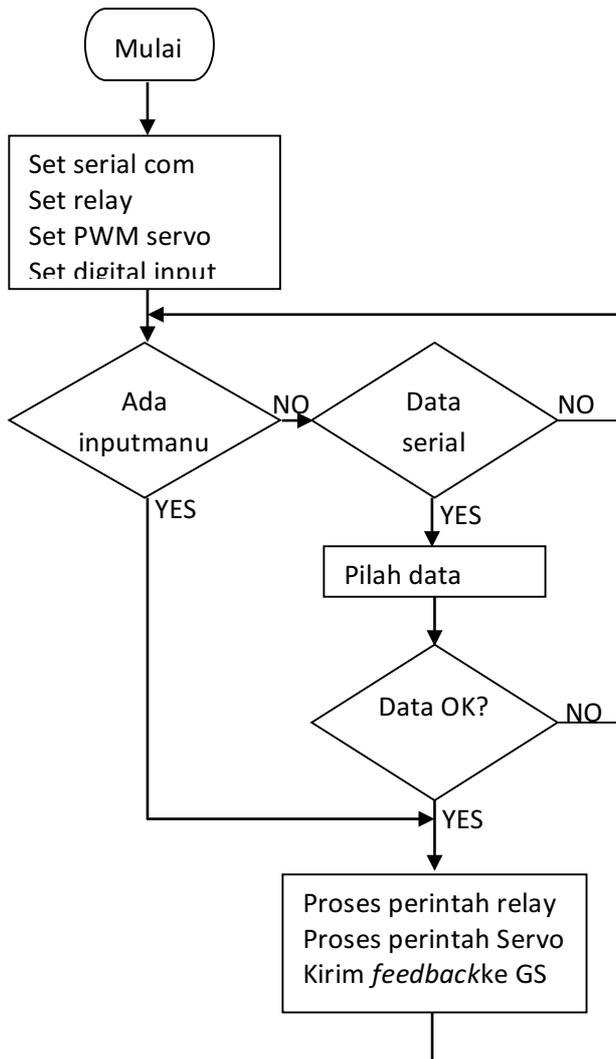
Pada protokol ini data serial yang dikirim akan memuat informasi (*pengenal*) dari *Ground Station*, kode keamanan, perintah posisi lengan servo, perintah posisi saklar *relay*, dan *checksum*. Protokol perintah ini dikirim dengan format komunikasi serial, dengan *baudrate* sebesar 38.400 bps.

Pada penelitian ini, radio *transceiver* yang digunakan adalah radio APC802 dengan frekuensi kerja 418 – 455 MHz. Pemilihan penggunaan radio ini, selain karena jarak transmisinya hingga 2800 meter, dimana masuk dalam jarak antara *launchpad* roket dengan *Ground Station* LAPAN, juga karena menghindari penggunaan frekuensi komunikasi yang sama dengan muatan roket, yang menggunakan frekuensi 900 MHz dan 2.4 GHz.



Gambar 3.6: Radio *transceiver* APC802

Mikrokontroler kemudian akan memilah data-data yang masuk, mengidentifikasi data, kemudian akan melakukan eksekusi perintah jika data yang diterimanya telah dianggap valid/ sesuai dengan protokol. Setelah melakukan eksekusi perintah, mikrokontroler kemudian akan mengirimkan sinyal balasan tentang status terakhir dari sistem penyala tersebut dalam format serial ke *Ground Station* melalui radio *transceiver*. Diagram alir dari kerja sistem mikrokontroler tersebut dapat dilihat pada gambar 3.7 berikut:



Gambar 3.7: Diagram alir program pada mikrokontroler.

4 KESIMPULAN

Sesuai dengan fungsinya, sistem penyalakan roket ini dapat bekerja dengan baik untuk menyalakan muatan roket yang telah berada di peluncur roket secara nirkabel, yang diatur dari ruang *Ground Station*. Sistem ini juga dapat melepaskan konektor *umbilical GSS* dari tabung muatan roket sehingga tidak mengganggu roket saat proses meluncur dari *launcher*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih ditujukan kepada Kepala bidang Kendali dan Telemetri, dan seluruh tim muatan roket

yang telah banyak membantu dalam penelitian ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Xue, Fei et al. (2016). *MoS₂ Tribotronic Transistor for Smart Tactile Switch*. *Advanced Functional Materials* 26(13): 2104–9. <http://doi.wiley.com/10.1002/adfm.201504485>.
- Delap, Damon, Joel Glidden, and Christopher Lamoreaux. (2013). *Development of the Orion Crew-Service Module Umbilical Retention and Release Mechanism*. *Conference proceedings of the 15th European Space Mechanisms & Tribology Symposium (September): 25–27*. <http://www.esmats.eu/noordwijk/index.php>.
- Gosselin, Armand M. (2007). *Automated Ground Umbilical Systems (AGUS) Project*. *Proceedings. The Space Congress*. <http://commons.erau.edu/space-congress-proceedings>.
- Satrya, Errya, and Wigati. (2013). *Beberapa Masalah Dalam Proses Pembuatan Roket Seri Rx/Rkx-100 (Problems In The Production Process Of Rocket Rx/Rkx-100)*. *Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara* 8(2): 70–77. http://www.jurnal.lapan.go.id/index.php/majalah_sains_tekgan/article/view/2171.
- Beauvoy, *Transistor Switching-Circuit Design Using the Charge-Control Parameters*. The Institution of Electrical Engineers. paper no. 2970. May 1959.
- Zambou, Serges et al. (2016). *Variable Temperature Performance of a Fully Screen Printed Transistor Switch*. *Solid-State Electronics* 126: 59–66. <http://dx.doi.org/10.1016/j.sse.2016.09.014>.
- Dobrescu, Lidia, Raluca Smeu, and Dragos Dobrescu. (2016). *Load Switch Power MOSFET SPICE Model*. *Proceedings of the 2016 International Conference and Exposition on Electrical and Power*

- Engineering, *EPE 2016* (Epe): 644–47.
- Genc, Naci, and Yavuz Koc. (2017). *Experimental Verification of an Improved Soft-Switching Cascade Boost Converter*. *Electric Power Systems Research* 149: 1–9. <http://dx.doi.org/10.1016/j.epsr.2017.04.015>.
- Wang, Yinqiao, Xiaoguang Hu, and Li Fu. (2016). *Design and Realization of Multi-Function Serial Port with High-Speed/Large-Capacity/Asynchronous FIFO*. *IEEE International Conference on Control and Automation, ICCA 2016–July*: 227–31.
- Fajriansyah, Burhan. (2016). *Evaluasi Karakteristik XBee Pro Dan NRF24L01+ Sebagai Transceiver Nirkabel*. *jurnal Elkomika* 4(1): 83–97. I SSN (e): 2459-9638.
- Arisandi, Effendi Dodi. (2017). *Sistem Pengaman Power Shape-Charge pada Flight Termination System*. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol.15 no.1, Juni 2017 : 21–28.

REVIEW PERBANDINGAN TEKNIK MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) UNTUK SISTEM PENGISIAN DAYA MENGGUNAKAN SEL SURYA (REVIEW COMPARISON MAXIMUM POWER POINT TRACKER (MPPT) TECHNIQUE FOR CHARGING SYSTEMS USING SOLAR CELLS)

Bayu Azmi¹, Jefri Abner H², Prasepvianto E B³, Hendrik Seputra⁴

^{1, 4} Departemen Fisika, Universitas Indonesia

Jl. Margonda Raya, Pondok Cina, Beji, Kota Depok, Jawa Barat 16424

^{2, 3} Pusat Teknologi Penerbangan (LAPAN)

Jl. Raya LAPAN Rumpin Bogor Jawa Barat

¹e-mail: jefri.abner@lapan.go.id

Diterima: 20 Juli 2018; Direvisi: 15 Januari 2019; Disetujui: 7 Februari 2019

ABSTRACT

The solar energy has been considered as a prospect renewable energy source for electric power generation. Solar Photovoltaic system became a popular object to be developed by researcher. Its low efficiency energy conversion is one of disadvantage of this system. Photovoltaic modules have a single operating point where the voltage and current output results in maximum power output. In most solar photovoltaic power systems, a particular control algorithm, namely maximum power point tracker (MPPT) is used to take full advantage of the solar energy. There are three main MPPT methods, such as conventional method, artificial intelligence based method, and hybrid method. Every method has its advantages and also disadvantages. The conventional method has advantages such as low cost and simple implementation but also has disadvantages like cannot to adapt to environment condition. The artificial intelligence based method has faster power point tracking and environment condition correction as its advantages but also has disadvantages such as complex implementation and more expensive.

Keyword : *Solar energy, photovoltaic, MPPT, conventional, artificial intelligence*

ABSTRAK

Energi surya telah dianggap sebagai prospek sumber energi terbarukan untuk pembangkit tenaga listrik. Sistem fotovoltaik surya menjadi objek yang populer untuk dikembangkan oleh peneliti. Rendahnya efisiensi dalam konversi energi adalah salah satu kelemahan sistem ini. Modul fotovoltaik memiliki titik operasi tunggal di mana output tegangan dan arus menghasilkan output daya maksimum. Dalam kebanyakan sistem fotovoltaik, algoritma kontrol tertentu, yaitu *Maximum Power Point Tracker* (MPPT) untuk memanfaatkan secara maksimal energi surya tersebut. Ada tiga metode utama pada MPPT yaitu metode konvensional, metode kecerdasan buatan, dan metode hibrid. Setiap metode memiliki kelebihan dan juga kekurangan. Metode konvensional memiliki kelebihan seperti biaya rendah dan implementasi yang sederhana tetapi juga memiliki kerugian seperti tidak dapat beradaptasi dengan kondisi lingkungan. Metode berdasarkan kecerdasan buatan memiliki *Power Point Tracking* yang lebih cepat dan koreksi terhadap kondisi lingkungan sebagai kelebihannya tetapi juga memiliki kerugian seperti penerapan yang lebih rumit dan biaya yang lebih mahal.

Kata kunci : *Energi surya, Photovoltaic, MPPT, Konvensional, kecerdasan buatan*

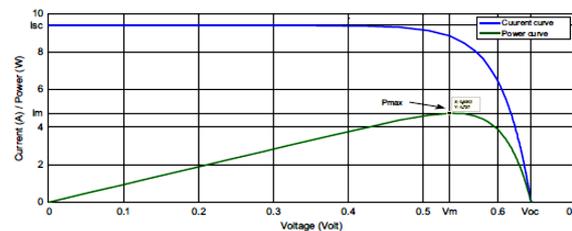
1 PENDAHULUAN

Kebutuhan akan energi listrik semakin meningkat seiring dengan pertumbuhan penduduk dan kebutuhan industri. Penelitian dan pengembangan di bidang sumber energi terbarukan akan memberikan kontribusi yang cukup besar dalam memenuhi kebutuhan energi dewasa ini (Askarzadeh, 2013; Bayod-Rújula, Haro-Larrodé, & Martínez-Gracia, 2013; Merei, Berger, & Sauer, 2013). Sistem energi terbarukan terdiri atas sistem tenaga surya, tenaga angin, sel bahan bakar, turbin-mikro, dll. Energi terbarukan menjadi lebih populer dikarenakan ketersediaannya, keandalannya, yang yang paling penting ramah lingkungan.

Energi surya merupakan salah satu energi yang ketersediaannya melimpah khususnya di daerah tropis. Energi surya memiliki beberapa keunggulan seperti bebas polusi, umur panjang, perawatan yang mudah, dan tidak berbahaya bagi lingkungan (Abusorrah et al., 2013; Jung & Ahmed, 2012; Kaliamoorthy, Rajasekaran, & Gerald Christopher Raj, 2014). Dengan penurunan harga modul panel surya dan meningkatnya kekhawatiran akan emisi gas rumah kaca, tenaga surya menjadi sumber daya yang sangat penting pada skenario energi global (Ahmed & Salam, 2014). Secara teknologi, system panel surya relatif lebih mudah untuk di pasang, sangat aman, hampir tanpa perawatan, dan yang lebih penting, ramah lingkungan (Ahmed & Salam, 2014). Pada sistem panel surya, selain mengkonversi energi surya ke energi listrik, energi surya juga mengakibatkan kenaikan suhu pada sel surya dan ini akan mengurangi efisiensi sel tersebut (Baljit, Chan, & Sopian, 2016). Banyak penelitian yang telah dilakukan untuk mengatasi faktor-faktor yang dapat mengurangi efisiensi sel tersebut (Moradi, Ali Ebadian, & Lin, 2013). Oleh karena itu, perlu dilakukan

pencarian titik daya maksimum dari sistem panel surya.

Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1, sebuah sistem panel surya memiliki karakteristik I-V (arus-tegangan) yang tidak linier dan karakteristik P-V (daya-tegangan) menunjukkan bahwa terdapat hanya satu titik (P_{max}) dimana sistem menghasilkan daya maksimum (Verma, Nema, Shandilya, & Dash, 2016). Dikarenakan MPP (*maximum power point*) selalu berubah bergantung pada tingkat iradiasi matahari, metode MPPT (*maximum power point tracker*) digunakan untuk mencari MPP dari sistem tersebut. Metode-metode MPPT dapat dikategorikan dalam banyak fitur seperti efisiensi surya, respon dinamik, kecepatan konvergen, kebutuhan sensor, biaya, kompleksitas, dll.



Gambar 1-1 : Karakteristik I-V dan P-V dari sel surya.

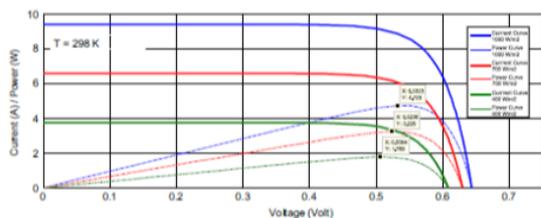
2 Maximum Power Point Tracking (MPPT)

Permasalahan yang dihadapi dari penggunaan system panel surya adalah pengisian daya dan efisiensi yang sangat rendah, pengaruh kondisi dilingkungan sekitar, dan selain itu modul panel surya memiliki karakteristik P-V dan V-I yang tidak linear (Verma et al., 2016). Secara matematis untuk mengetahui karakteristik solar sel dapat menggunakan persamaan berikut (Li, Wen, Jiang, Hu, & Zhao, 2016).

$$I = I_{ph} - I_s \underbrace{\left\{ e^{\frac{q(V_{pv} + R_s I_{pv})}{AKT}} - 1 \right\}}_{I_d} - \underbrace{\frac{V_{pv} + R_s I_{pv}}{R_p}}_{I_p} \quad (1)$$

Dimana I_{ph} adalah arus panel surya dalam satu solar sel, sedangkan I_s adalah arus balik saturasi dari diode, q muatan electron 1.602×10^{-19} C, A adalah faktor dioda ideal, K adalah konstanta Boltzmann 1.38×10^{-23} J/K, T (Kelvin) adalah temperatur dari p-n junction, V_{pv} dan I_{pv} adalah tegangan dan arus keluaran dari panel surya, R_p sama dengan hambatan pada panel surya, R_s sama dengan hambatan geser..

Pada gambar kurva dibawah menunjukkan bahwa karakteristik P-V dan I-V mempunyai kurva yang tidak linear, hal ini bergantung pada temperatur dan tingkat iradiasi matahari, tiap-tiap titik dari kurva tersebut mewaliki *maximum power point* (MPP) (Paz & Ordonez, 2014; Zakzouk, Elsharty, Abdelsalam, Helal, & Williams, 2016).



Gambar 2-1 : Karakteristik P-V dan I-V akibat pengaruh dari iradiasi matahari temperature.

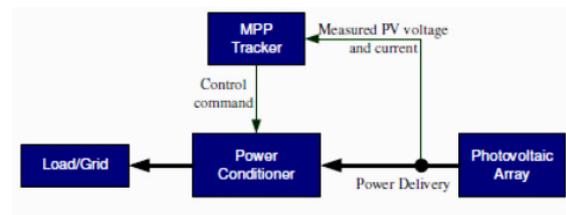
Selain karakteristik P-V dan I-V yang tidak linier, efisiensi system panel surya dipengaruhi oleh tiga faktor (Abu Eldahab, Saad, & Zekry, 2014; Harrag & Messalti, 2015; Piegari & Rizzo, 2010), yaitu:

- Efisiensi dari panel surya (9 – 17 %)
- Efisiensi dari inverter (95 – 98 %)
- Efisiensi dari algoritma pelacak titik daya maksimum (MPPT) (< 98%).

Oleh karena itu algoritma dan teknik MPPT diperlukan untuk dapat

mempertahankan titik kerja pada panel surya agar berada pada MPP.

Pengekstrasian daya maksimum pada sebuah system panel surya membutuhkan operasi pelacak tegangan atau arus secara terus menerus pada saat daya maksimum dihasilkan. Proses ini dilakukan dengan menggunakan daya converter elektronik melalui algoritma MPPT (Mahmoud & El-Saadany, 2016). Tipikal dari operasi MPPT pada sistem panel surya ditunjukkan dalam gambar diagram blok di bawah ini. Dimana *controller senses* dan *array* menilai daya output dari sistem panel surya dan penyesuaian daya *interface* dipelukan untuk mendapatkan kondisi operasioanal yang optimal. Daya kondisioner dapat berupa converter DC/DC atau inverter DC/AC (Xiao, Elnosh, Khadkikar, & Zeineldin, 2011).



Gambar 2-2 : Blok diagram dari topology MPPT pada system panel surya.

Dari berbagai literatur, teknik MPPT dibagi menjadi dua kelompok berdasarkan implementasinya, yaitu: *heuristic technique* dan *model based technique*. Teknik heuristic biasanya memiliki ide-ide dan implementasi yang sederhana, tetapi memerlukan beberapa iterasi sebelum menemukan MPP. Sedangkan teknik model basik adalah teknik mengeksploitasai baik generator, *converter*, atau model-model beban dan memiliki kecepatan pelacakan yang sangat cepat dengan penambahan kompleksitas biaya dan sensor (*Combining Model-Based and Heuristic Techniques*) (Mahmoud, Abdelwahed, & El-Saadany, 2016; Xiao et al., 2011) .

Beberapa teknik dari heuristic diantaranya adalah *perturb and observe (P&O) method*, *hill climbing technique*, *fuzzy control*, *power-voltage differentiation*, *online method*, dan *incremental conductance method* (Bidram, Davoudi, & Balog, 2012; Rahmann, Vittal, Ascui, & Haas, 2016; Xiao et al., 2011). Proses operasi dalam metode ini terdiri dari tiga langkah; 1). Mengganggu system panel surya, 2). Mengukur respon terhadap gangguan dan 3). Membuat koreksi umpan balik yang sesuai. Kelompok dalam teknik ini tidak memerlukan data parametrik dari generator PV, yang memiliki kompleksitas komputasi rendah tetapi menuntut sensor untuk mengukur tegangan dan arus dari generator PV. Kelemahan utama dari teknik ini adalah terkait dengan jumlah iterasi yang diperlukan untuk menemukan MPP (Hartmann, Vitorino, Correa, & Lima, 2013).

Model based MPPT, dikembangkan untuk mengatasi kelemahan dari teknik *heuristic* dan meningkatkan dinamika pelacakan MPPT. *Model based* MPPT membutuhkan pengetahuan tentang system panel surya serta pengukuran iradiasi dan temperatur untuk menentukan MPP analitis. Secara keseluruhan, *model based* MPPT memberikan respon cepat terhadap perubahan radiasi matahari dibandingkan dengan teknik *heuristic*, selain itu tidak memungkinkan terjadinya lompatan tegangan dari system panel surya secara cepat atau besar (Fathabadi, 2016).

Selain pembagian MPPT menjadi dua kelompok menurut teknik implementasinya, MPPT juga dibagi kedalam tiga kelompok dalam metode aplikasinya, yaitu metode *online* atau *offline* dan metode *hybrid* (Ma et al., 2013). Metode *offline* tidak mengukur daya yang diekstrak oleh system panel

surya dan metode ini didasarkan atas karakteristik dari sistem panel surya dan iradiasi matahari, seperti hubungan arus pendek (Isc) dan tegangan rangkaian terbuka (Voc). Nilai-nilai ini digunakan untuk menghasilkan sinyal kontrol yang diperlukan untuk mengontrol (MPP) pada sistem panel surya. Namun, algoritma ini tidak dapat mendeteksi MPP secara akurat, terutama saat variasi perubahan cepat dari atmosfer. Yang termasuk ke dalam metode *online* adalah sebagai berikut *Perturb and Observe (P&O) method*, *Incremental Conductance method (IC)*, dan *Hill Climbing (HC)*. Sedangkan yang termasuk kedalam metode *hybrid* adalah *genetic algorithm neural network (GA-ANN)*, *optimization of a fuzzy logic controller* menggunakan *swarm optimization (PSO-FLC)*, dan *genetic algorithm-fuzzy logic controller (GA-FLC)* (Harrag & Messalti, 2015).

3 Metode MPPT

3.1 Metode MPPT Konvensional

Metode konvensional menggunakan data pengukuran sensor yang dipasang pada panel surya seperti: tegangan, arus, suhu dan radiasi matahari untuk mencapai titik maksimum. Metode konvensional lebih mudah diterapkan daripada metode lainnya (Bendib, Belmili, & Krim, 2015).

3.1.1 Constant voltage controller (CVC)

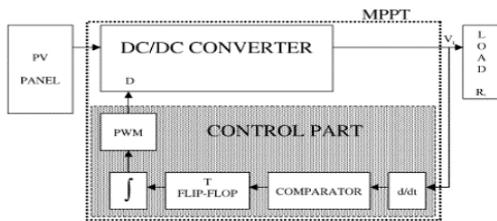
Metode CVC merupakan metode yang menjaga tegangan output dari panel surya agar bernilai tetap. Besarnya tegangan ditentukan dengan memastikan maksimum transfer daya pada beban yang terhubung dengan panel surya. Dalam metode ini hanya menggunakan sebuah sensor tegangan. Kelemahan dari metode CVC yaitu jika ada perubahan suhu, tegangan operasi panel surya keluar dari titik

maksimumnya (Kumar, Jain, & Palwalia, 2015; Kwan & Wu, 2016).

Metode CVC dapat ditambahkan suatu proportional-integral (PI) kontroler di dalamnya yang ditunjukkan pada persamaan berikut ini :

$$D = K_p e(t) + K_i \int e(t) dt \quad (3-1)$$

Blok diagram metode CVC ditunjukkan pada Gambar 3-1. Kp dan Ki merupakan nilai gain yang dapat diatur sesuai output yang diinginkan dari panel surya. Fungsi dari PI kontroler adalah untuk meminimalisir nilai error akibat terjadinya penambahan kesalahan dari sistem secara terus menerus. Sehingga didapatkan output yang lebih stabil terhadap waktu (Jusoh, Sutikno, Guan, & Mekhilef, 2014).



Gambar 3-1 : Blok diagram Metode CVC

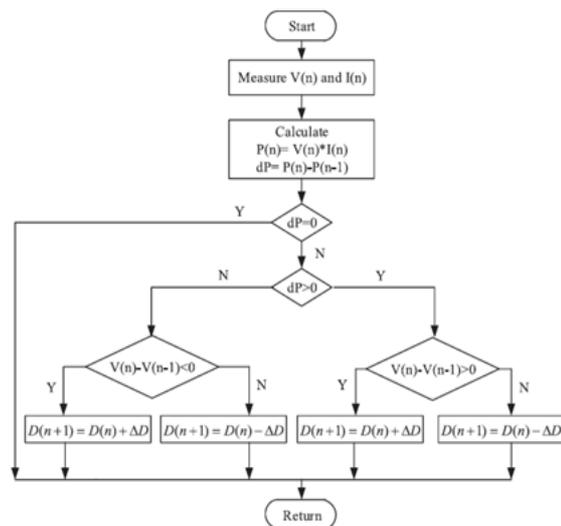
3.1.2 Perturb & Observe (P&O)

Metode P&O merupakan metode MPPT yang umum digunakan. Dalam metode ini, gangguan diterapkan pada tegangan referensi atau sinyal arus dari sistem panel surya (Kumar et al., 2015).

Dalam metode ini, tegangan dari panel surya dianggap sebagai sinyal referensi. Target dari metode ini adalah memaksa tegangan referensi dari panel surya sebagai VMPP. Hal ini dilakukan dengan menerapkan gangguan kecil dan konstan untuk tegangan panel surya. Setelah setiap gangguan variasi dalam output daya (dP) diukur. Sebuah dP positif menunjukkan bahwa daya output akan mendekati MPP. Oleh karena itu, gangguan dari tanda positif diterapkan pada tegangan panel surya di tahap

berikutnya. Di sisi lain, jika dP negatif diberikan tanda gangguan negatif. Langkah-langkah ini berulang kali dilakukan hingga MPP sistem tercapai di mana dP sama dengan nol.

P&O MPPT memiliki dua kelemahan. Pertama, sulitnya menentukan nilai gangguan yang ideal. Jika gangguan besar, kemungkinan algoritma untuk beresilasi disekitar MPP menjadi tinggi dan jika gangguan kecil, kecepatan konvergensi algoritma menjadi sangat rendah (Kwan & Wu, 2016). Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggunakan ukuran gangguan variabel, yang menurun sebagai algoritma menyatu dengan MPP. Perubahan kondisi lingkungan juga mempengaruhi kinerja sistem dalam mencapai MPP.



Gambar 3-2 : Flowchart Metode P&O

3.1.3 Incremental Conductance (IC) method

Metode MPPT ini menargetkan kemiringan karakteristik I-V panel surya untuk melacak MPP dari sistem. Metode MPPT ini didasarkan pada kemiringan kurva daya dari sistem PV di MPP adalah nol, positif bila daya output kurang dari MPP dan negatif ketika daya output lebih besar dari MPP (Zakzouk et al., 2016).

Daya output maksimum dapat dinyatakan dalam persamaan berikut:

$$PMPP = VMPP IMPP \tag{3-2}$$

Hal ini dapat dievaluasi dengan membedakan daya *output* dari sistem panel surya terhadap tegangan dan menyamakannya dengan nol, seperti yang diungkapkan dalam persamaan berikut:

$$\begin{aligned} \frac{dP}{dV} = I + V \frac{dI}{dV} &= 0 \\ \frac{dI}{dV} \cong \frac{\Delta I}{\Delta V} = \frac{-I_{MPP}}{V_{MPP}} \end{aligned} \tag{3-3}$$

Oleh karena itu, dengan mengevaluasi *derivative*, dapat diuji apakah sistem PV beroperasi pada MPP atau tidak. Tiga kondisi *derivative* ditunjukkan dalam persamaan berikut :

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dP}{dV} = 0 \\ \frac{dP}{dV} > 0 \\ \frac{dP}{dV} < 0 \end{aligned} \right. \rightarrow \left\{ \begin{aligned} \frac{\Delta I}{\Delta V} = -\frac{I}{V} \text{ at MPP} \\ \frac{\Delta I}{\Delta V} > -\frac{I}{V} \text{ left of MPP} \\ \frac{\Delta I}{\Delta V} < -\frac{I}{V} \text{ right of MPP} \end{aligned} \right. \tag{3-4}$$

Dalam metode ini kecepatan pelacakan MPP dapat ditingkatkan dengan menyesuaikan kenaikan atau penurunan ukuran VSTEP tetapi menyebabkan sistem berosilasi disekitar MPP. Keuntungan dari metode ini adalah dapat berfungsi sebagai solusi yang efektif pada perubahan kondisi lingkungan yang cepat berubah-ubah. Kelemahan dari metode ini yaitu sistemnya yang lebih kompleks dari metode sebelumnya (Zakzouk et al., 2016).

3.2 Metode MPPT Berdasarkan Kecerdasan Buatan

Metode ini terbagi menjadi 3 yaitu: (*Fuzzy Logic Control (FLC) method; Artificial Neural Network (ANN) method; Incremental Conductance (IC) method.*

3.2.1 FUZZY LOGIC CONTROL (FLC) METHOD

Metode *Artificial controlling* sudah banyak digunakan pada aplikasi MPPT. Saat ini metode *fuzzy logic control* merupakan metode yang paling banyak digunakan.

Pada sistem MPPT untuk sel surya input dari *fuzzy controller* adalah *error*, E dan perubahan dari error, ΔE. Tetapi pemilihan error sepenuhnya bergantung pada pengetahuan pembuat sistem pada jenis aplikasi yang dikerjakan untuk sistem PV sel surya. Kebanyakan akan memilih slope dari kurva P-V, dP/dV sebagai persamaan *error* karena nilai nol didapat dari MPP (Jusoh et al., 2014).

$$E(k) = [P(k) - P(k-1)] / [V(k) - V(k-1)] \tag{3-5}$$

$$\Delta E(k) = E(k) - E(k-1) \tag{3-6}$$

Tabel 3-1: TABEL ATURAN DASAR

ΔE \ E	ΔE				
	NB	NS	ZE	PS	PB
E					
NB	ZE	ZE	NB	NB	NB
NS	ZE	ZE	NS	NS	NS
ZE	NS	ZE	ZE	ZE	PS
PS	PS	PS	PS	ZE	ZE
PB	PB	PB	PB	ZE	ZE

Tabel 3-1 menunjukkan aturan dasar dari *boost converter*, dimana *output* nya adalah perubahan dari tegangan referensi. Variabel input seperti tegangan dan arus di beri label (NB: *Negative Big*, NS: *Negative Small*, ZO: *Zero*, PS: *Positive Small*, PB: *Positive Big*). Metode ini diambil dari konsep *hill-climbing*.

Keuntungan dari model FLC yaitu tidak memerlukan persamaan matematika dalam perancangan sistem, mampu bekerja dengan input yang tak terbatas, kemampuan dalam

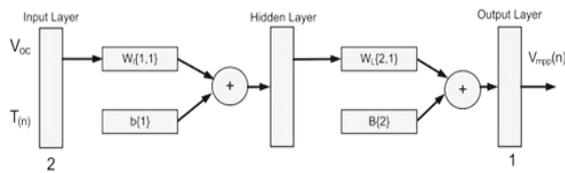
penanganan sistem yang nonlinear, proses cepat dan akurat.

Kelemahannya yaitu penentuan input dan output berdasarkan pengalaman dari pengamatan yang telah dilakukan sebelumnya.

3.2.2 Artificial Neural Network Method (ANN)

Metode ANN di terinspirasi dari sistem saraf pusat (otak) dan model komputasi ini mampu membuat mesin untuk belajar (*machine learning*) dan digambarkan sebagai neuron yang saling berhubungan dan membentuk jaringan yang menyerupai jaringan saraf biologis (Verma et al., 2016).

Blok diagram dari sistem ANN digambarkan pada Gambar 3-2.



Gambar 3-2 : Feed forward neural network approximator.

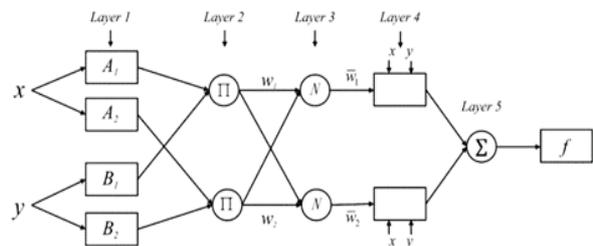
Pada gambar 3-1 terdapat 2 input yaitu tegangan referensi Voc(n) dan parameter waktu, (T(n)). Pada proses pembelajaran neuron w1 adalah *weights* dan b adalah *bias*.

Keuntungan dari metode ANN yaitu dapat menentukan MPP yang akurat tanpa membutuhkan informasi dari model parameter. Kerugiannya metode ANN memerlukan training yang lama agar menjadi sistem yang handal.

3.2.3 Adaptive Neuro Fuzzy Interference (ANFIS) Method

ANFIS dikenal sebagai metode pendekatan *hybrid neuro-fuzzy* untuk pemodelan sistem nonlinear kompleks yang menggabungkan *adaptive learning* dari ANN dengan *reasoning ability* dari

fuzzy interference system (FIS) (Ahmadi-Nedushan, 2012; Zhou, Wang, & Zhu, 2016). Karena kemampuan ANFIS untuk mewakili berbagai sistem dengan tingkat akurasi yang tinggi sistem ini juga sering disebut sebagai *universal approximator*. Tetapi sistem ini memiliki kekurangan yaitu kurang adaptif terhadap perubahan kondisi lingkungan. Arsitektur dari ANFIS terdiri dari 5 layer yang ditunjukkan oleh Gambar 3-2.



Gambar 3-2 : Skematik dari arsitektur ANFIS [15].

Layer 1 adalah *Fuzzy Layer*. Fungsi *node* di tunjukkan dengan persamaan (3-7).

$$O_i^1 = \mu_{A_i}(x) \tag{3-7}$$

Layer 2 adalah *Rule Layer*. Fungsi *node* ditunjukkan dengan persamaan (3-8).

$$O_i^2 = \mu_{A_i}(x) \times \mu_{B_i}(y) \quad i = 1, 2 \tag{3-8}$$

Layer 3 adalah *Normalization Layer*. Fungsi *node* ditunjukkan dengan persamaan (3-9).

$$\bar{w}_i = w_i / (w_1 + w_2) \quad i = 1, 2 \tag{3-9}$$

Layer 4 adalah *Defuzzification Layer*. Fungsi *node* ditunjukkan dengan persamaan (3-10).

$$O_i^4 = \bar{w}_i f_i \quad i = 1, 2 \quad (3-10)$$

Layer 5 adalah *single node*. Layer ini berfungsi sebagai penjumlahan dari semua signal masuk yang di tunjukkan dengan persamaan (3-11).

$$O_i^5 = \sum_i \bar{w}_i f_i = \frac{\sum_i w_i f_i}{\sum_i w_i} \quad (3-11)$$

Keuntungan dari ANFIS adalah memiliki akurasi yang bagus untuk mencapai MPP dan juga respon yang cepat terhadap perubahan lingkungan. Kerugian dari metode ini, sistemnya yang sangat kompleks dan juga memerlukan fitur controller yang berkemampuan tinggi.

4 PERBANDINGAN METODE MPPT

Pada metode konvensional, metode IC merupakan metode yang paling bagus

dari segi cepatnya waktu yang dibutuhkan untuk mencapai MPP dan juga respon terhadap lingkungan.

Sedangkan metode berbasis *artificial intelligent*, metode ANFIS merupakan metode yang memiliki akurasi paling baik untuk mencapai MPP dan respon dengan cepat terhadap perubahan tegangan, tetapi membutuhkan *resource* yang tinggi untuk menjalankan sistem yang sangat kompleks.

Dari berbagai metode MPPT, metode konvensional memiliki kelebihan kemudahan dalam implementasinya, tetapi tidak bisa beradaptasi terhadap perubahan lingkungan. Sebaliknya metode berbasis *artificial intelligent* mempunyai sistem yang lebih kompleks tetapi bisa beradaptasi terhadap perubahan kondisi lingkungan. Berikut adalah perbandingan dari jenis metode konvensional dan juga metode AI.

Tabel 4-1: PERBANDINGAN DARI BERBAGAI METODE MPPT

No	Metode	Kategori	Metode Implementasi	Sensor	Perubahan Energi	Analog/ Digital	Kecepatan Tracking	Adaptive
1	Constant voltage controlle (CVC)	Konvensional	Simpel	Tegangan	DC-DC	A,D	Low	No
2	Perturb & Observe (P&O)	Konvensional	Kompleks	Tegangan, Arus	DC-DC	D	Medium	No
3	Incremental Conductance (IC)	Konvensional	Kompleks	Tegangan, Arus	DC-DC	D	High	Yes
4	Fuzzy logic controller (FLC)	AI	Medium	Tegangan, Arus	DC-DC	D	Very High	Yes
5	Artificial neural network (ANN)	AI	Medium	Irradiasi, Temperatur	DC-DC	D	Very High	Yes
6	Adaptive Neuro Fuzzy Interference (ANFIS)	AI	Kompleks	Irradiasi, Temperatur	DC-DC	D	Very High	Yes

5 KESIMPULAN

Permasalahan dari system panel surya yang mempunyai karakteristik P-V dan I-V yang tidak linier dan efisiensi yang sangat rendah akibat pengaruh perubahan iradiasi matahari dan temperature lingkungan, sehingga diperlukan sebuah pelacak tegangan dan arus agar pengekstraksian daya yang dihasilkan tetap berada pada titik maksimum, yaitu *Maximum Power Point Tracker* (MPPT).

Metode MPPT dibagi menjadi dua, yaitu metode konvensional dan metode berbasis *artificial intelligent* (AI). Metode konvensional terdiri dari; *CVC method*, *P&O method*, *IC method*.

Dari beberapa metode konvensional tersebut metode IC atau *Incremental Conductance method* memiliki kelebihan, dalam hal kecepatan untuk mencapai MPP, dan juga dapat menyesuaikan perubahan lingkungan, tetapi memiliki implementasi yang lebih kompleks daripada metode konvensional lainnya. Sedangkan metode berbasis *artificial intelligent* (AI) diantaranya adalah *FLC method*, *ANN method*, *ANFIS method*. Metode ANFIS adalah metode AI yang memiliki akurasi yang paling baik untuk mencapai MPP dan respon yang cepat terhadap fluktuasi daya.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih kami sampaikan kepada Dr. Drs. Cuk Imawan, M.Si selaku dosen mata kuliah seminar yang telah memberikan bimbingan dalam penulisan KTI ini, juga kepada rekan-rekan mahasiswa S-2 FMIPA UI angkatan 2015 yang telah membantu dalam mata kuliah seminar.

Tak lupa juga kepada Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN atas fasilitas riset dan tim redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara yang telah berkenan untuk memeriksa dan menerima KTI kami.

DAFTAR RUJUKAN

- Abu Eldahab, Y. E., Saad, N. H., & Zekry, A. (2014). Enhancing the maximum power point tracking techniques for photovoltaic systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 40, 505-514. doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2014.07.202>
- Abusorrah, A., Al-Hindawi, M. M., Al-Turki, Y., Mandal, K., Giaouris, D., Banerjee, S., . . . Papadopoulou, S. (2013). Stability of a boost converter fed from photovoltaic source. *Solar Energy*, 98, 458-471. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2013.09.001>
- Ahmadi-Nedushan, B. (2012). Prediction of elastic modulus of normal and high strength concrete using ANFIS and optimal nonlinear regression models. *Construction and Building Materials*, 36, 665-673. doi: <https://doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2012.06.002>
- Ahmed, J., & Salam, Z. (2014). A Maximum Power Point Tracking (MPPT) for PV system using Cuckoo Search with partial shading capability. *Applied Energy*, 119, 118-130. doi: <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2013.12.062>
- Askarzadeh, A. (2013). Developing a discrete harmony search algorithm for size optimization of wind-photovoltaic hybrid energy system. *Solar Energy*, 98, 190-195. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2013.10.008>
- Baljit, S. S. S., Chan, H.-Y., & Sopian, K. (2016). Review of building integrated applications of photovoltaic and solar thermal systems. *Journal of Cleaner Production*, 137, 677-689. doi: <https://doi.org/10.1016/j.jclepro.2016.07.150>

- Bayod-Rújula, Á. A., Haro-Larrode, M. E., & Martínez-Gracia, A. (2013). Sizing criteria of hybrid photovoltaic-wind systems with battery storage and self-consumption considering interaction with the grid. *Solar Energy*, 98, 582-591. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2013.10.023>
- Bendib, B., Belmili, H., & Krim, F. (2015). A survey of the most used MPPT methods: Conventional and advanced algorithms applied for photovoltaic systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 45, 637-648. doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.02.009>
- Bidram, A., Davoudi, A., & Balog, R. S. (2012). Control and Circuit Techniques to Mitigate Partial Shading Effects in Photovoltaic Arrays. *IEEE Journal of Photovoltaics*, 2(4), 532-546. doi: [10.1109/JPHOTOV.2012.2202879](https://doi.org/10.1109/JPHOTOV.2012.2202879)
- Fathabadi, H. (2016). Novel fast dynamic MPPT (maximum power point tracking) technique with the capability of very high accurate power tracking. *Energy*, 94, 466-475. doi: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.10.133>
- Harrag, A., & Messalti, S. (2015). Variable step size modified P&O MPPT algorithm using GA-based hybrid offline/online PID controller. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 49, 1247-1260. doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.05.003>
- Hartmann, L. V., Vitorino, M. A., Correa, M. B. d. R., & Lima, A. M. N. (2013). Combining Model-Based and Heuristic Techniques for Fast Tracking the Maximum-Power Point of Photovoltaic Systems. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 28(6), 2875-2885. doi: [10.1109/TPEL.2012.2204408](https://doi.org/10.1109/TPEL.2012.2204408)
- Jung, J.-H., & Ahmed, S. (2012). Real-time simulation model development of single crystalline photovoltaic panels using fast computation methods. *Solar Energy*, 86(6), 1826-1837. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2012.03.003>
- Jusoh, A., Sutikno, T., Guan, T. K., & Mekhilef, S. (2014). A Review on Favourable Maximum Power Point Tracking Systems in Solar Energy Application. *TELKOMNIKA Telecommunication, Computing, Electronics and Control*, 12. doi: <http://dx.doi.org/10.12928/telkomnika.v12i1.2>
- Kaliamoorthy, M., Rajasekaran, V., & Gerald Christopher Raj, I. (2014). Single-phase fifteen-level grid-connected inverter for photovoltaic system with evolutionary programming based MPPT algorithm. *Solar Energy*, 105, 314-329. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2014.03.031>
- Kumar, P., Jain, G., & Palwalia, D. K. (2015, 12-14 Aug. 2015). *Genetic algorithm based maximum power tracking in solar power generation*. Paper presented at the 2015 International Conference on Power and Advanced Control Engineering (ICPACE).
- Kwan, T. H., & Wu, X. (2016). Maximum power point tracking using a variable antecedent fuzzy logic controller. *Solar Energy*, 137, 189-200. doi: [10.1016/j.solener.2016.08.008](https://doi.org/10.1016/j.solener.2016.08.008)
- Li, X., Wen, H., Jiang, L., Hu, Y., & Zhao, C. (2016). An Improved Beta Method With Autoscaling Factor for Photovoltaic System. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 52(5), 4281-4291. doi: [10.1109/TIA.2016.2584584](https://doi.org/10.1109/TIA.2016.2584584)
- Ma, J., L. Man, K., Zhang, N., Guan, S.-U., Wong, P. W. H., G. Lim, E., . . . U. Lei, C. (2013). *Improving Power-Conversion Efficiency via a Hybrid MPPT Approach for Photovoltaic Systems* (Vol. 19).
- Mahmoud, Y., Abdelwahed, M., & El-Saadany, E. F. (2016). An Enhanced MPPT Method Combining Model-Based and

- Heuristic Techniques. *IEEE Transactions on Sustainable Energy*, 7(2), 576-585. doi: 10.1109/TSTE.2015.2504504
- Mahmoud, Y., & El-Saadany, E. F. (2016). Fast Power-Peaks Estimator for Partially Shaded PV Systems. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 31(1), 206-217. doi: 10.1109/TEC.2015.2464334
- Merei, G., Berger, C., & Sauer, D. U. (2013). Optimization of an off-grid hybrid PV-Wind-Diesel system with different battery technologies using genetic algorithm. *Solar Energy*, 97, 460-473. doi: <https://doi.org/10.1016/j.solener.2013.08.016>
- Moradi, K., Ali Ebadian, M., & Lin, C.-X. (2013). A review of PV/T technologies: Effects of control parameters. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 64, 483-500. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2013.04.044>
- Paz, F., & Ordonez, M. (2014). Zero Oscillation and Irradiance Slope Tracking for Photovoltaic MPPT. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 61(11), 6138-6147. doi: 10.1109/TIE.2014.2311414
- Piegari, L., & Rizzo, R. (2010). Adaptive perturb and observe algorithm for photovoltaic maximum power point tracking. *IET Renewable Power Generation*, 4(4), 317-328. doi: 10.1049/iet-rpg.2009.0006
- Rahmann, C., Vittal, V., Ascui, J., & Haas, J. (2016). Mitigation Control Against Partial Shading Effects in Large-Scale PV Power Plants. *IEEE Transactions on Sustainable Energy*, 7(1), 173-180. doi: 10.1109/TSTE.2015.2484261
- Verma, D., Nema, S., Shandilya, A. M., & Dash, S. K. (2016). Maximum power point tracking (MPPT) techniques: Recapitulation in solar photovoltaic systems. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 54, 1018-1034. doi: <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.10.068>
- Xiao, W., Elnosh, A., Khadkikar, V., & Zeineldin, H. (2011, 7-10 Nov. 2011). *Overview of maximum power point tracking technologies for photovoltaic power systems*. Paper presented at the IECON 2011 - 37th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society.
- Zakzouk, N. E., Elsaharty, M. A., Abdelsalam, A. K., Helal, A. A., & Williams, B. W. (2016). Improved performance low-cost incremental conductance PV MPPT technique. *IET Renewable Power Generation*, 10(4), 561-574. doi: 10.1049/iet-rpg.2015.0203
- Zhou, Q., Wang, F., & Zhu, F. (2016). Estimation of compressive strength of hollow concrete masonry prisms using artificial neural networks and adaptive neuro-fuzzy inference systems. *Construction and Building Materials*, 125, 417-426. doi: <https://doi.org/10.1016/j.conbuildmat.2016.08.064>

KAJIAN PROGRAM PENINGKATAN KINERJA PROPELAN KOMPOSIT BERBASIS AP/HTPB/AL (PROGRAM REVIEW OF INCREASING THE PERFORMANCE OF COMPOSITE PROPELLANT BASE AP/HTPB/AI)

Heri Budi Wibowo

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya Lapan No.2 Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350, Jawa Barat

e-mail: heri.budi@lapan.go.id

Diterima: 17 Agustus 2018; Direvisi: 30 Oktober 2018; Disetujui: 31 Oktober 2018

ABSTRACT

A research and development strategy study on improving the performance of AP/HTPB/Al composite propellants is performed in order to achieve propellant technology equivalent to developed countries in the mastery of civil rocket technology, especially for Sonda rockets and Satellite rockets in LAPAN. The review is carried out by reviewing the current prolific outcomes, analyzing the causes, and formulating strategies to address them. The results of the study indicate that the organization is required, R & D stages and systematic human resource management, and the stage of technological achievement that needs to be done. The raw material support is the main problem in increasing the performance of composite propellant. The propellant performance can be increased by increase the solid loading density and addition the high energetic materials.

Keywords: *Composite propellant, propellant performance, sonda rocket*

ABSTRAK

Kajian strategi litbang dalam meningkatkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dilakukan dalam rangka mencapai teknologi propelan yang setara dengan negara maju dalam penguasaan teknologi roket sipil, khususnya untuk roket Sonda dan roket Pengorbit Satelit di LAPAN. Kajian dilakukan dengan melakukan review terhadap capaian produk propelan yang dihasilkan saat ini, analisis faktor yang berpengaruh, dan penyusunan strategi untuk mengatasinya. Hasil kajian menunjukkan bahwa diperlukan organisasi, tahapan litbang dan pengelolaan SDM yang sistematis, serta tahapan pencapaian teknologi yang perlu dilakukan. Keterbatasan bahan baku propelan merupakan masalah utama dalam pengembangan propelan di Indonesia. Peningkatan kinerja propelan dapat dilakukan dengan meningkatkan *solid loading density* dan penambahan bahan energetik tinggi.

Kata kunci : *propelan komposit, kinerja propelan, roket sonda*

1 PENDAHULUAN

Penguasaan teknologi roket sipil untuk roket sonda dan pengorbit satelit merupakan program nasional yang ditetapkan pemerintah tertuang dalam rencana jangka panjang Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)(Wibowo, 2017). Salah satu teknologi kunci yang harus dikuasai adalah teknologi propelan, baik propelan padat maupun propelan cair. Roket sonda dengan ketinggian 50-100 km hampir semuanya menggunakan propelan padat. Roket pengorbit satelit biasanya menggunakan propelan padat untuk booster (Wibowo, 2015a).

Propelan padat untuk roket sonda dan roket pengorbit satelit hampir semuanya menggunakan propelan berbasis AP/HTPB/Al, yaitu propelan dengan bahan utama amonium perklorat (AP) sebagai oksidator, *hydroxyl terminated polybutadiene* (HTPB) sebagai binder, dan alumunium (Al) sebagai bahan bakar (*fuel*) (Badgular, et.al., 2008).

Propelan jenis ini dikembangkan sejak tahun 1940 dan sampai saat ini masih menjadi pilihan utama propelan roket padat karena energi pembakaran yang sangat besar dan sifat mekaniknya yang baik. Walaupun hasil pembakaran propelan menghasilkan gas klorin yang

tidak ramah lingkungan, namun kinerjanya belum ada yang mampu menggantikannya.

LAPAN mengembangkan propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dalam rangka penguasaan teknologi roket sonda dan pengorbit satelit di Indonesia (Trache, et.al., 2017).

Propelan komposit dikenal memiliki energi yang sangat tinggi. Propelan komposit untuk roket pengorbit satelit di Amerika menggunakan propelan komposit dengan impuls spesifik 250-270 detik (Kshirsagar et.al.,2017). Pengembangan propelan di LAPAN dengan menggunakan propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dimulai intensif sejak tahun 2000, dimulai dengan menggunakan AP unimodal (satu jenis ukuran) memiliki impuls spesifik 200 detik (Loekman, 1997). Upaya peningkatan kinerja propelan dilakukan dengan penggunaan AP bimodal (dua macam ukuran) dapat dihasilkan propelan dengan impuls spesifik 210 detik pada tahun 2010 (Wibowo, 2016a), . Upaya peningkatan Impuls spesifik dengan menggunakan AP trimodal dan perbaikan teknologi proses diperoleh propelan dengan impuls spesifik rata-rata 220 detik pada tahun 2016 (Restasari et.al., 2015).

Tabel 1-1: KARAKTERISTIK PROPELAN LAPAN

Karakteristik	Propelan standar	Propelan LAPAN
Impuls spesifik rerata (detik)	250-270	220
r (mm/det)	<0,7	<0,7
Solid content (%)	90%	85
AP/HTPB/Al (%W/W)	80/10/10	80/15/5
AP trimodal (mesh)	400/200/100	400/200/100
Berat jenis (gr/cm ³)	1,7-1,75	1,67
Homogenitasi (%)	99	98
Void	-	-

Kinerja propelan yang masih rendah akan memberikan capaian roket dengan jarak jangkauan, beban muatan, dan dimensi yang tidak sesuai harapan dalam pengembangan roket sehingga penguasaan teknologi roket akan terhambat. Oleh karena itu, perlu dilakukan upaya-upaya menyeluruh untuk meningkatkan impuls spesifik propelan agar dapat mendekati minimal 250 detik.

Tulisan ini membahas kajian litbang yang telah dilakukan dan strategi ke depan untuk meningkatkan kinerja propelan komposit dengan impuls spesifik dari 220 detik menjadi 250 detik.

Kendala dalam penguasaan teknologi propelan dengan sumber acuan terbatas, transfer teknologi tidak ada, dan kesulitan mendapatkan bahan baku propelan membutuhkan kemadirian dalam litbang propelan (Wibowo, 2017). Oleh karena itu, perlu kajian teknis dalam meningkatkan kinerja propelan komposit di Indonesia.

Dengan kajian tersebut maka dihasilkan rekomendasi strategi litbang yang harus dilakukan untuk menaikkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al agar target propelan dengan impuls spesifik dari 220 detik menjadi 250 detik dapat dicapai dalam kurun 5 (lima) tahun. Karakteristik kinerja propelan yang diinginkan (standar) dan yang dicapai LAPAN ditampilkan pada tabel 1.1 (Wibowo, 2017; Restasari et.al, 2015; Hartaya, 2015).

2 Tinjauan Pustaka dan Teoritis

2.1 Perkembangan Teknologi

Propelan di Dunia

Pengembangan propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al dikembangkan sejak tahun 1040. Propelan untuk roket kepentingan sipil berukuran besar sampai saat ini masih menggunakan

propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al, seperti yang digunakan untuk roket Delta, roket Falcon, roket Ariane, dan lain sebagainya (Badgular, et.al., 2008). Roket-roket tersebut menggunakan propelan komposit berbasis dasar AP/HTPB/Al yang memiliki impuls spesifik 250-280 detik. Propelan komposit AP/HTPB/Al memiliki kelebihan energi pembakaran yang besar, bukan merupakan bahan eksplosif (klasifikasi 3.1), umur simpan yang lama (2 tahun), memiliki laju bakar moderat, dan secara ekonomis paling murah dibanding bahan propelan lain (Badgular, et.al., 2008; Timnat, 1987). Perkembangan propelan komposit di dunia saat ini dikembangkan dari sisi peningkatan energi pembakaran, teknologi proses, propelan yang dapat disimpan dan digunakan kembali, dan propelan yang ramah lingkungan.

2.1.1 Peningkatan energi pembakaran.

Peningkatan energi pembakaran propelan dilakukan dengan meningkatkan kadar butiran oksidator dan bahan bakar dalam propelan (*solid loading density*) dan penambahan material berenergi tinggi. Peningkatan energi propelan telah dieksplorasi para peneliti melalui peningkatan *solid loading density* propelan yang mencapai 92,5% melalui optimasi bentuk dan ukuran butiran AP, penggunaan AP dan Al ukuran nano, pelapisan AP dengan pelapis energetik, dan penggunaan sistem binder HTPB yang memiliki *solid loading capacity* sangat tinggi (95%) (Sariak et.al., 2017; Salgado et.al., 2018).. Propelan komposit yang digunakan rata-rata telah memiliki *solid loading density* mencapai 92,5% melalui optimasi binder yang digunakan, rekompresi bentuk dan ukuran AP (Sariak et.al., 2017). Penggunaan Ap nano masih dalam tahapan penelitian

dan belum diaplikasikan dalam sistem roket karena kesulitan mendapatkan campuran yang homogen (Rahman et.al., 2018; Kumari et.al., 2015). Teknologi pelapisan AP dikembangkan untuk mendapatkan AP terlapis bahan energetik yang sangat tipis sehingga dapat tahan dari sifat higroskopis dan porositas dengan kadar pelapis yang sangat kecil (2%) (Priyanto et.al., 2015). Teknik pelapisan AP dengan menggunakan sistem *dryer coating* dapat menggunakan pelapis ukuran nano dan dapat menutup semua pori AP dengan baik, sehingga kadar AP dijaga sangat tinggi. Kadar AP dapat dipertahankan 98-99% dari bahan pengotor dan bahan pelapis (*coating agent*). *Solid loading density* dapat diturunkan dengan menggunakan binder yang memiliki koefisien difusivitasnya rendah, viskositasnya rendah sehingga butiran padatan dapat secara maksimal terisi dalam matriks binder (Ramezani et.al., 2017; Kumari et.al., 2009; Kumari et.al., 2017; Shokry et.al., 2015). HTPB dikenal memiliki difusivitas rendah pada saat berat molekul 2800-3500 gr.mol⁻¹, dan bentuk padatannya memiliki sifat mekanik yang baik. HTPB yang telah diperbaiki microstrukturnya dapat ditingkatkan *solid loading capacity*nya menjadi 95% seperti pada HTPB type RBV 45 (Wibowo, 2016a; Chen et.al., 2017; Zhou, et.al., 2014) .

Upaya menaikkan energi pembakaran propelan berbasis AP/HTPB/Al juga dilakukan dengan menambahkan senyawa-senyawa berenergi sangat tinggi (*high energetic material*). Beberapa bahan oksidator energetik telah ditambahkan dan diaplikasikan untuk propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al seperti RDX, NG, HMX, dan HNF (. Beberapa bahan binder energetik telah ditambahkan untuk meningkatkan impuls spesifik dan memperbaiki sifat mekaniknya seperti

NHTPB, MIMO, GAP, dan BAMO (Schulze et.al., 2016; Florczak et.al., 2015; Abusaidi et.al., 2017). Penambahan material ADN sampai 4% dapat meningkatkan impuls spesifik propelan hingga 10%. Penambahan NHTPB sebanyak 2% dapat menaikkan impuls spesifik hingga 5% (Rahman et.al., 2018).

2.1.2 Teknologi proses dan teknik pencetakan.

Perkembangan teknologi proses propelan berada pada dua teknologi kunci, yaitu teknologi pencampuran (*mixing*) dan metode pencetakan. Proses propelan merupakan proses yang memiliki resiko tinggi terjadi ledakan sehingga dibutuhkan mixer khusus. Teknologi mixer termasuk teknologi yang dibatasi perdagangannya oleh MTCR. Teknologi *mixer* saat ini sudah menggunakan mixer otomatis, dilengkapi monitoring adonan, dan dioperasikan dari jarak jauh. Proses pencetakan propelan komposit terdapat dua metode, yaitu metode *free standing* dan *case bonded*. Pembuatan propelan komposit metode *free standing* dilakukan dengan membuat adonan bahan propelan dalam *mixer*, kemudian dicetak sesuai bentuk grain propelan, dan propelan dibungkus dengan *insulator thermal*. Propelan dimasukkan ke dalam tabung motor roket dengan penambahan liner sebagai pengikat (Timnat, 1987). Propelan jenis ini umumnya digunakan untuk roket ukuran kecil dan sedang. Propelan untuk roket ukuran besar biasanya digunakan pencetakan dengan teknik *case bonded*. Propelan dicetak langsung di dalam tabung motor roket yang telah dilapisi *insulator thermal*.

Proses pencetakan propelan yang mula-mula dilakukan pada kondisi atmosferis, sudah mulai berkembang menggunakan kondisi hampa udara

atau ditekan dengan sistem pneumatis untuk memadatkan butiran AP dan Al, mempercepat pengerasan, dan menurunkan porositas propelan sehingga *void* bisa diturunkan menjadi 0,5% dengan ukuran rata-rata maksimal adalah 10 mikron. Propelan komposit saat ini menggunakan AP ukuran 5 mikron untuk mendapatkan impuls spesifik yang tinggi (Wibowo, 2016b).

2.1.3 Propelan yang ramah lingkungan.

Pembakaran AP akan menghasilkan gas klorin yang berbahaya bagi lingkungan dan manusia (Timnat, 1987). Penelitian menggantikan AP atau substitusi AP dengan material energetik tinggi yang lebih ramah lingkungan telah banyak dilakukan. Upaya menggantikan total AP dengan bahan baru masih sulit diaplikasikan karena klasifikasi bahan baku dan propelan yang dihasilkan adalah *high eksplosif* sehingga membutuhkan proses dan penyimpanan yang khusus seperti yang digunakan untuk fasilitas militer (Abdullah et.al., 2014; Colclough et.al., 1996). Beberapa penelitian dilakukan untuk menggantikan sebagian AP dengan material lain yang lebih ramah lingkungan. Beberapa material energetik tinggi yang bersifat *low explosive* telah dikembangkan untuk substitusi AP, seperti RDX, HMX, NG, HNF, dan ADN. Untuk memperbaiki sifat mekaniknya, maka beberapa binder energetik juga sudah diaplikasikan seperti penggunaan GAP, NHTPB, BAMO, dan MIMMO. Beberapa penelitian telah dapat menaikkan impuls spesifik propelan berbasis AP/HTPB/Al mencapai 12% dengan penambahan material energetik 2 hingga 4%. Pengembangan material energetik tinggi harus diperhatikan kompatibilitasnya dengan binder HTPB, keamanan dalam proses dan penyimpanan, dan laju bakar yang

moderat (maksimal 0,7 mm per detik). Bahan material energetik umumnya bersifat eksplosif, sementara bahan propelan roket sipil harus klasifikasi *non explosive*. Propelan harus memiliki sifat mekanik yang baik dalam suhu operasional (-50 sampai +50°C) (Abusaidi, 2017a; Abusaidi et.al., 2017b; Agrawal et.al., 2010; Ashrafi et.al., 2016).

2.2 Posisi Litbang Teknologi Propelan Komposit di Indonesia

2.2.1 Sejarah litbang propelan di LAPAN.

Pengembangan propelan untuk roket di Indonesia diawali tahun 1963 melalui roket Kartika dengan menggunakan propelan berbahan *blackpowder* (bubuk mesiu). Pengembangan propelan selanjutnya menggunakan propelan komposit berbasis AP/polisulfida hasil kerjasama litbang roket meniru roket-roket Jepang dan berhasil diuji pada tahun 1980. LAPAN mengembangkan propelan berbasis AP/poliuretan yang lebih mudah pembuatan dan penanganannya mulai tahun 1990, dilanjutkan penelitian propelan berbasis AP/HTPB/Al pada tahun 1995. Semua bahan baku propelan tersebut sampai saat ini diimpor dari China (Loekman, 1998).

2.2.2 Sejarah pencapaian teknologi propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al di LAPAN.

Pengembangan teknologi propelan berbasis AP/HTPB/Al di LAPAN pada awalnya menggunakan bahan AP bimodal (dua macam ukuran) dengan kandungan AP dan Al maksimal 82,5% dan kadar Aluminium maksimal 5%. Propelan yang dihasilkan memiliki impuls spesifik rata-rata 200 detik. Pengembangan propelan dengan sistem binder dan penambahan plasticizer baru

(DOA dan DOS) dapat meningkatkan *solid content* menjadi 85% sehingga propelan memiliki impuls spesifik rata-rata 210 detik (Hartaya, 2015). Peningkatan kinerja propelan dilakukan dengan menggunakan AP trimodal dan peralatan proses yang lebih baik, sehingga dihasilkan propelan dengan impuls spesifik rata-rata 221 detik (Hartaya, 2016; Wibowo, 2015b).

2.2.3 Keterbatasan dan kendala dalam pengembangan propelan komposit di Indonesia.

Semua bahan baku propelan yang digunakan untuk formulasi propelan masih diimpor. Pembatasan impor bahan baku propelan dari negara tergabung MTCR mengakibatkan kesulitan dalam mendapatkan bahan baku propelan. Impor dari negara non MTCR juga dibatasi sehingga tidak dapat diperoleh bahan baku propelan kualitas (*grade*) untuk propelan. Bahan baku kualitas propelan standar dan yang diperoleh dapat ditampilkan pada tabel 1-1. Permasalahan lain adalah belum dimiliki alat-alat analisis yang memadai untuk menguji kualitas bahan baku propelan tersebut, belum ada lembaga sertifikasi uji yang tersedia untuk menguji bahan-bahan khususnya untuk propelan di Indonesia. Peneliti di Indonesia mengalami kesulitan dalam melakukan formulasi untuk mendapatkan propelan dengan kinerja seperti yang diharapkan. Proses formulasi propelan berada pada lingkaran penelitian untuk optimasi bahan baku propelan agar dapat diproses dengan baik, homogenitas tinggi, dan mencapai *solid loading density* yang maksimal. Bahan-bahan material energetik tinggi tidak ada yang tersedia di pasaran.

Kunci teknologi proses propelan adalah mixer dan sistem pencetakan. Mixer propelan bertujuan mendapatkan

adonan propelan yang homogen dan dilengkapi sistem keamanan khusus untuk material beresiko meledak. LAPAN telah menggunakan mixer yang memiliki spesifikasi untuk propelan ukuran kecil dan sedang. Metode proses pencetakan yang dilakukan selama ini adalah sistem *free standing*. LAPAN mulai menggunakan sistem proses case bonded dan sedang dalam proses penyempurnaan, menggunakan teknologi dari Korea Selatan pada tahun 2015 (Wibowo, 2015b).

2.3 Teori menaikkan impuls spesifik propelan komposit

Peningkatan kinerja propelan sebagai sumber energi mengikuti hukum termodinamika. Faktor-faktor yang berpengaruh terhadap energi pembakaran propelan adalah masa, energi spesifik, suhu pembakaran, serta teknologi proses pembuatan (Timnat, 1987). Untuk meningkatkan impuls spesifik propelan, maka dapat dilakukan dengan mengatur faktor-faktor tersebut.

a) Masa propelan.

Untuk mendapatkan propelan yang tinggi dapat dilakukan dengan meningkatkan rapat masa propelan dalam kisi-kisi ruang geometris komposit. Sistem propelan komposit terdiri dari butiran AP dan Al dalam sistem binder HTPB. Untuk mendapatkan rapat massa yang tinggi, maka dapat dilakukan dengan meningkatkan *solid loading density* dari butiran oksidator dan *fuel* dalam sistem binder propelan. *Solid loading density* propelan dipengaruhi oleh geometri butiran dan binder. Propelan dengan rapat masa tinggi dapat diperoleh dengan menggunakan kombinasi butiran AP dengan tiga jenis ukuran (trimodal), butiran AP yang berbentuk bola sehingga bisa mengisi geometri binder propelan dengan penuh.

Ukuran AP yang terbaik adalah kombinasi 400, 200, dan 100 mesh (Timnat, 1987; Prianto et.al., 2015).

b) Energi spesifik propelan.

Bahan yang memiliki kontribusi energi propelan paling besar adalah AP dan Al. Propelan dengan energi yang tinggi diperoleh dengan menggunakan bahan AP dan bahan Al yang memiliki energi spesifik yang tinggi. Energi spesifik yang tinggi diperoleh dengan AP yang memiliki kemurnian tinggi dan kepadatan yang tinggi. AP adalah senyawa kristal yang pada keadaan murni berbentuk amorf dan porositas tinggi, sehingga kerapatannya rendah (67%). AP untuk propelan memiliki kerapatan masa sangat tinggi, bisa mencapai 98%. Beberapa material berenergi sangat besar (*high energetic material*) ditambahkan untuk meningkatkan energi dari propelan tersebut. Beberapa material tersebut adalah ADN, HMX, RDX, HNF (Abusaidi, 2017a; Abusaidi et.al., 2017b; Agrawal et.al., 2010; Ashrafi et.al., 2016). Bahan ADN adalah bahan berenergi sangat tinggi, bersifat *low explosive*, memiliki kompatibilitas tinggi dengan binder HTPB sehingga banyak diaplikasikan untuk propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al. Sementara bahan-bahan lain termasuk kategori *high explosive*, sehingga propelan yang dihasilkanpun bersifat eksplosif. Bahan HTPB adalah binder non energetik. Beberapa binder energetik yang memiliki energi tinggi banyak diaplikasikan untuk meningkatkan energi pembakaran, namun memiliki sifat mekanik yang baik (Florczak et.al., 2015; Gupta et.al. 2014; Komarov et.al., 1999; Ramesh et.al., 2012; Betzler et.al., 2016).

Bahan lain yang berpengaruh terhadap energi spesifik propelan adalah sistem binder itu sendiri. Binder HTPB merupakan pengikat butiran AP dan Al. Bahan HTPB adalah sistem binder yang berupa cairan yang akan mengeras menjadi padatan. Bahan HTPB memiliki viskositas yang rendah sehingga campuran butiran AP dan Al dapat terdistribusi dan terikat dengan merata, kemudian akan mengalami peningkatan viskositas dengan penambahan agen pengeras sampai menjadi keras. Propelan harus memiliki kuat mekanik yang baik sehingga tidak mengalami deformasi selama suhu operasional. HTPB memiliki viskositas rendah dan dapat memadat dengan fleksibilitas yang baik sehingga komposit tidak mudah retak. Kemampuan menampung butiran padatan dari sistem binder HTPB sangat tinggi sehingga digunakan sebagai binder propelan. HTPB dengan mikrostruktur yang baik memiliki *solid loading capacity* mencapai 95% (Wibowo, 2016a; Gupta et.al., 2014).

c) Suhu pembakaran.

Propelan dengan suhu pembakaran yang tinggi akan menaikkan energi pembakaran. Suhu pembakaran yang tinggi diperoleh dengan menggunakan logam oksida seperti Aluminium, berilium, dan magnesium. Beberapa peneliti menggunakan aluminium ukuran nano untuk mendapatkan jumlah aluminium yang lebih banyak dan merata sehingga suhu pembakaran meningkat tajam.

d) Penyempurnaan teknologi proses.

Teknologi proses untuk memperoleh propelan yang homogen dan porositas minimal terus diupayakan (Shekhar et.al., 2013).

3 Metodologi

Metodologi kajian dilakukan dengan langkah-langkah sebagai berikut

- a) Penetapan tujuan program.
Penetapan tujuan program adalah menetapkan tujuan dari program litbang yang terukur dan waktu penyelesaian yang diinginkan.
- b) Tinjauan posisi litbang propelan.
Tinjauan posisi litbang propelan di Indonesia dan di dunia, capaian dan kendala yang dihadapi.
- c) Identifikasi permasalahan.
Identifikasi permasalahan-permasalahan yang muncul, penetapan sumber daya yang dimiliki dan yang tidak dimiliki, serta sumber daya litbang.
- d) Penetapan strategi litbang.
Penetapan strategi litbang di bidang propelan berdasarkan solusi terhadap permasalahan yang muncul dan tahapan penelitian yang perlu dilakukan.

4 Pembahasan

4.1 Identifikasi permasalahan

Permasalahan teknis dalam penguasaan teknologi propelan di Indonesia (LAPAN) dapat disarikan sebagai berikut:

- a. Kesulitan pengadaan bahan baku propelan.
 - 1 Semua bahan baku propelan (AP, HTPB, Al, TDI) masih impor.
 - 2 Negara produsen bahan baku propelan anggota MTCR dan non MTCR membatasi ekspor bahan baku propelan spesifikasi grade satu.
 - 3 Kemampuan untuk menentukan grade bahan baku propelan belum dimiliki.
- b. Reformulasi propelan
 - 1 Reformulasi propelan hanya melakukan optimasi terhadap bahan baku propelan yang

dapat diperoleh dengan *solid loading content* maksimal 85%.

- 2 Reformulasi melalui optimasi bentuk dan ukuran butiran padatan belum dapat dilakukan karena keterbatasan bahan baku.
 - 3 Reformulasi melalui optimasi binder dengan *loading capacity* tinggi belum dapat dilakukan karena keterbatasan bahan baku.
 - 4 Reformulasi menggunakan bahan *high energetic material* belum pernah dilakukan
- c. Teknologi proses
- 1 proses pencetakan propelan dengan teknik *case bonded* masih belum berhasil baik.
 - 2 Teknik pencetakan propelan bertekanan tinggi untuk menurunkan porositas dan menaikkan *solid* Teknologi proses untuk menurunkan porositas dan meningkatkan homogenitas telah dilakukan dengan mixer baru, namun belum dapat diperoleh standar porositas maksimal yang diperbolehkan.
 - 3 Teknologi *loading density* belum pernah dilakukan.

4.2 Penetapan tujuan program.

Berdasarkan identifikasi masalah dan tinjauan teoritis, maka tujuan program yang paling baik adalah meningkatkan kinerja propelan komposit dengan impuls spesifik dari 220 menjadi 250 detik. Program ini dijalankan di litbang propelan selama 5 (lima) tahun.

4.3 Penetapan strategi litbang.

Penetapan strategi litbang dilakukan berdasarkan identifikasi masalah, capaian yang telah dihasilkan,

sumber daya yang dimiliki, kemudian ditetapkan strategi litbang untuk mengatasi masalah ditampilkan pada tabel 4.1. Tahapan penguasaan litbang yang dapat dilakukan adalah a) Penetapan sasaran formulasi propelan yang ditargetkan, b) penjaminan kualitas bahan baku propelan yang dapat dilakukan, c) reformulasi propelan untuk optimasi *solid loading density*, homogenitas, dan porositas, d) penambahan material energetik untuk meningkatkan impuls spesifik, dan e) *scale up* formulasi ke proses produksi.

Sasaran formulasi propelan ditetapkan berdasarkan kondisi saat ini yang memiliki impuls spesifik 220 detik, akan ditingkatkan ke batas minimal impuls spesifik propelan pada umumnya, yaitu 250 detik. Prioritas pertama litbang propelan adalah mendapatkan bahan baku propelan spesifikasi bagus. Untuk mendapatkan bahan baku propelan yang berkualitas baik, diperlukan penetapan syarat keberterimaan bahan baku propelan dan cara analisisnya.

Cara analisis bahan baku propelan yang bersifat khusus (mudah meledak atau terbakar) banyak yang tidak dimiliki oleh lembaga analisis independen atau lembaga pengujian sipil di Indonesia (Wibowo, 2016a; Wibowo, 2016b). Beberapa alat uji perlu diadakan oleh LAPAN seperti *bomb calorimeter*, *particle size analyzer*, *porosimeter*, *bulk densitometer*, *solid loading capacity measurement*, dan lain sebagainya (Wibowo, 2016b; Komarov et.al.,1999). Keterbatasan bahan baku propelan yang diperoleh dimungkinkan untuk mendapatkan spesifikasi yang lebih rendah dari target, untuk kepentingan formulasi maka dibutuhkan analisis karakteristik bahan baku propelan tersebut. Hal ini disebabkan banyak bahan baku propelan yang tidak terdapat *material data sheet (MSDS)*.

Hasil akhir dari tahapan ini adalah mendapatkan syarat keberterimaan bahan baku propelan, cara pengujian karakteristik propelan, dan memperoleh MSDS sebagai dasar dari proses formulasi propelan.

Tahap berikutnya adalah formulasi propelan. Formulasi propelan bertujuan untuk mendapatkan formula yang optimal menggunakan bahan baku propelan yang diperoleh. Formulasi propelan dilakukan dengan meningkatkan *solid loading sensity* dan menambahkan material *high energetic material*. Upaya meningkatkan *solid loading density* dapat dilakukan secara efektif jika dapat diperoleh bahan baku yang baik spesifikasinya. Jika spesifikasi bahan baku propelan terbatas, maka hanya dapat dilakukan optimasi formulasi saja agar dapat diperoleh formulasi propelan yang optimum dengan menggunakan bahan baku yang ada.

Optimasi dapat dilakukan dengan mengatur komposisi bahan baku propelan sehingga propelan dapat diproses dan memiliki *solid loading density* maksimal. Peningkatan kinerja propelan dapat dilakukan dengan menambahkan bahan-bahan berenergi tinggi (*high energetic material*). Penambahan bahan energetik tinggi sebesar 4 % dapat meningkatkan impuls spesifik propelan maksimal 12% (Florczak et.al., 2015; Gupta et.al. 2014;Komarov et.al., 1999; Ramesh et.al., 2012; Betzler et.al., 2016). Beberapa bahan energetik tinggi yang telah digunakan untuk meningkatkan kinerja propelan komposit adalah ADN , RDX, NHTPB, dan GAP (Abusaidi, 2017a; Abusaidi et.al., 2017b; Agrawal et.al., 2010; Ashrafi et.al.,2016). Bahan-bahan tersebut walaupun bersifat *low explossive*, namun propelan yang dihasilkan bersifat *non explossive*.

Selain itu, bahan-bahan energetik tinggi tersebut memiliki kompatibilitas yang baik dengan binder HTPB. Apabila diasumsikan propelan awalnya memiliki impuls spesifik 220 detik, diharapkan bertambah 25 detik melalui penambahan material berenergi tinggi.

Bahan baku propelan dapat diperoleh dengan mengadakan langsung (impor), memperbaiki karakteristik bahan baku yang diperoleh, dan membuat sendiri bahan baku yang tidak tersedia di pasaran. Bahan AP, HTPB, Al saat ini dapat dimpor dari negara China. Keterbatasan material tersebut saat ini adalah memiliki *solid loading density* maksimal 85%. Bahan AP dapat ditingkatkan kualitasnya dengan menurunkan keseragaman ukuran butiran sehingga kerapatan AP dalam sistem komposit dapat ditingkatkan.

Peningkatan impuls spesifik propelan dapat ditingkatkan sebesar 5% dengan meningkatkan keseragaman ukuran AP. Beberapa bahan energetik tinggi seperti RDX, GAP, dan AND dapat diperoleh melalui industri bahan peledak PT DAHANA dan PT PINDAD. Bahan binder NHTPB saat ini tidak dapat diperoleh melalui impor, sehingga harus dibuat sendiri (Wibowo, 2015); Wibowo, 2016a).

Pengembangan teknik proses propelan dapat meningkatkan kinerja propelan karena dapat menaikkan *solid loading density* juga. Teknologi proses yang baik dapat menurunkan porositas (*void*) sehingga ruang kosong komposit dapat diminimalkan, melalui penambahan bahan *plasticizer* (DOA, DOS, TPB) dan pencetakan propelan melalui tekanan tinggi. Pengembangan teknologi ini dapat meningkatkan kinerja propelan cukup besar, yaitu 5% (Wibowo, 2017).

Untuk mengatasi permasalahan keterbatasan bahan baku propelan,

khususnya adalah AP dan HTPB maka perlu dibangun kemandirian bahan baku tersebut. Pengadaan prototip produksi AP dan HTPB penting dalam rangka menyediakan bahan baku propelan yang sesuai dengan spesifikasi untuk propelan kelas internasional.

Untuk dapat melaksanakan program tersebut maka dibuat rencana kerja penelitian seperti ditunjukkan pada tabel 4.2. Untuk mendapatkan impuls spesifik yang diinginkan, maka perlu dilakukan langkah-langkah kongkrit dan sistematis.

Pertama adalah membuat syarat keberterimaan dan metode pengujian bahan baku propelan yang dipersyaratkan, khususnya bahan-bahan pokok seperti AL, AP, HTPB, TDI. Kemudian dilakukan identifikasi karakteristik bahan baku propelan untuk kepentingan formulasi propelan. Identifikasi pokok AP meliputi bentuk dan ukuran butiran, kemurnian, porositas, lapisan (stabilitas terhadap sifat higroskopis), berat jenis, energi pembakaran. Identifikasi pokok Al adalah bentuk dan ukuran butiran, kemurnian, berat jenis, energi pembakaran.

Identifikasi pokok HTPB adalah kemurnian, berat molekul rata-rata, distribusi berat molekul rata-rata, struktur konfigurasi, bilangan hidroksil, kuat mekanik dan pot life binder, dan *solid loading capacity*. Identifikasi pokok TDI adalah berat jenis, struktur konfigurasi, bilangan isocianat. Identifikasi material menjadi sangat penting karena akan diketahui kemampuan maksimal reformulasi propelan yang akan dicapai.

Berbasiskan hasil identifikasi bahan baku propelan, kemudian dilakukan optimasi komposisi yang dapat diproses menjadi propelan, memiliki porositas rendah, dan memiliki impuls spesifik optimal. Optimasi

komposisi dapat dilakukan dengan mengatur komposisi bahan baku propelan, menambahkan plasticizer yang sesuai, dan teknologi proses.

Langkah berikutnya adalah melakukan penelitian untuk meningkatkan impuls spesifik propelan menggunakan bahan baku propelan yang telah diperbaiki (*treatment*) dan penambahan bahan-bahan energetik tinggi. Bahan baku propelan yang telah ada dapat diperbaiki karakteristiknya dengan memperbaiki keseragaman ukuran partikel dengan proses *refining*. Proses perbaikan AP dengan rekristalisasi menjadi tidak efektif karena akan merusak pelapis AP sehingga mengakibatkan rusaknya lapisan AP yang menyebabkan bersifat hidroskopis.

Peningkatan impuls spesifik propelan juga dapat dilakukan dengan menambahkan bahan energetik tinggi yang sangat efektif meningkatkan impuls spesifik secara signifikan. Bahan ADN dan RDX adalah oksidator energetik yang banyak digunakan untuk meningkatkan impuls spesifik propelan komposit. Bahan NHTPB dan GAP adalah binder energetik yang memiliki sifat mekanik baik dan berenergi tinggi. NHTPB adalah turunan dari HTPB sehingga dapat dibuat melalui modifikasi struktur HTPB yang tersedia. Banyak formula tersedia untuk mengubah HTPB menjadi NHTPB (Krishnan et.al., 2012; Florczak et.al., 2015).

Keterbatasan bahan baku propelan sebagai akar dari permasalahan dalam peningkatan impuls spesifik dapat diselesaikan dengan membangun prototip produksi AP dan HTPB kapasitas kecil. Pembangunan unit produksi AP dan HTPB tidak efisien dibangun oleh industri swasta nasional karena tidak ekonomis. Bahan AP dan HTPB adalah bahan spesifik untuk propelan dengan

kebutuhan yang relatif kecil. Pembangunan prototip produksi AP dan HTPB dalam skala kecil namun dengan teknologi proven diperlukan untuk menyelesaikan permasalahan formulasi propelan ke depan. Pembangunan unit produksi AP dan HTPB dapat dilakukan lembaga litbang LAPAN.

Untuk menjalankan program litbang tersebut, maka dapat dilakukan dengan pengelompokan program berdasarkan unit atau laboratorium sesuai dengan kompetensinya. Program diketuai oleh analisis sistem yang melaksanakan koordinasi dan desain program yang akan dijalankan, termasuk desain formulasi yang diinginkan.

Laboratorium uji kualitas menjalankan fungsi mengadakan bahan baku propelan yang berkualitas baik. Laboratorium ini dilengkapi dengan peralatan laboratorium yang khusus menangani bahan-bahan propelan yang belum dapat diadakan oleh laboratorium sipil lainnya. Laboratorium bahan AP adalah menyiapkan bahan AP untuk formulasi propelan. Laboratorium ini memiliki kemampuan modifikasi AP yang ada untuk ditingkatkan kualitasnya.

Laboratorium AP juga harus membangun atau mengadakan prototip unit produksi AP yang sudah proven. Unit produksi tersebut akan dapat mengatasi keterbatasan AP yang tersedia. Laboratorium HTPB adalah laboratorium yang menyediakan HTPB, memodifikasi HTPB untuk mendapatkan HTPB dengan *solid loading capacity* tinggi. Laboratorium HTPB juga harus membangun atau mengadakan prototip unit produksi AP yang sudah proven. Unit produksi tersebut akan dapat mengatasi keterbatasan HTPB yang tersedia. Laboratorium material energetik memiliki karakteristik yang berbeda karena resiko tinggi menangani

bahan eksplosif. Laboratorium material energetik menyiapkan, mensintesis bahan energetik yang dipelrukan untuk menaingkatkan ikinerja propelan seperti NHTPB dan ADN. Karakteristik material energetik yang berupa oksidator dan

binder dapat juga dikombinasikan dengan Lab AP dan HTPB. Lab pengujian karakteristik prpelan menjalankan fungsi pengujian karakteristik propelan yang dibuat, meliputi sifat mekani, sifat fisik, sifat balistik, dan sifat energetik.

Tabel 4.1: TAHAPAN LITBANG PENINGKATAN KINERJA PROPELAN KOMPOSIT

Tahapan	Tujuan	Output
1. Penetapan sasaran formulasi propelan	Menetapkan type propelan yang dikembangkan, jenis roket dikembangkan.	Jenis propelan, type/ukuran, grain, ukuran, model cetak, mixer.
2. Penjaminan kualitas bahan baku propelan		
a. Penetapan spesifikasi dan kebutuhan	Melakukan kajian dan penelitian kebutuhan bahan baku propelan yang diperlukan dan spesifikasi kuncinya.	MSDS bahan baku propelan AP, HTPB, TDI, IPDI, Al, DOA, DOS, TPB
b. Penetapan syarat keberterimaan dan metode analisis kualitas bahan	Melakukan kajian, penelitian, dan penetapan metode pengujian/analisis dan sumber rujukannya	Syarat keberterimaan dan metode pengujian
3. Reformulasi propelan untuk meningkatkan kinerja propelan		
a. Meningkatkan <i>solid loading content</i>	Meningkatkan <i>solid loading content</i> dari 85% menjadi 90%	Peningkatan impuls spesifik propelan 5% (11 detik)
b. Meningkatkan homogenitas dan menurunkan porositas	Penelitian meningkatkan homogenitas propelan dan menurunkan porositas mencapai 2%, dengan pencetakan tekanan tinggi dan pengaturan pencampuran	Peningkatan impuls spesifik propelan 5% (11 detik)
c. Meningkatkan <i>solid loading capacity</i> binder HTPB	Meningkatkan <i>solid loading capacity</i> binder sehingga propelan dapat diproses baik	Peningkatan <i>process feseability</i> binder
d. Penambahan material energetik	Penambahan oksidator energetik ADN dan binder energetik N-HTPB/GAP	Meningkatkan impuls spesifik propelan sebesar 10% (22 detik)
4. Peningkatan kualitas bahan baku propelan	Peningkatan <i>solid loading density</i> HTPB, penyeragaman ukuran AP, pelapisan AP	Meningkatkan impuls spesifik propelan sebesar 10% (22 detik)
5. Membangun kemandirian bahan baku propelan	Membangun prototip produksi AP dan HTPB yang sudah <i>proven</i>	Menyediakan AP dan HTPB yang sesuai dengan spesifikasi yang diinginkan

Tabel 4.2. PENYUSUNAN TAHAP PELAKSANAAN PROGRAM

No	Laboratorium	Target	Tujuan
1.	Analisis sistem (koordinator)	Menentukan misi, desain penelitian, dan koordinasi program	Membuat desain formulasi propelan dan pelaksanaannya
2.	Lab Pengujian bahan baku	Membuat syarat dapat diterimanya, menetapkan cara pengujian, dan identifikasi bahan baku propelan secara berkala	Menjamin mendapatkan bahan baku propelan yang standar dan diketahui karakteristiknya
3.	Lab formulasi propelan	Melaksanakan proses Reformulasi propelan menjadi propelan sesuai grain dan formula yang dibuat, menyempurnakan teknologi proses	Mendapatkan formula propelan yang optimal (impuls spesifik, hoogenitas, dan non porous)
4.	Lab Bahan Baku AP	Modifikasi dan treatment AP Membangun unit produksi AP	Menyediakan AP yang sesuai kebutuhan formulasi
4.	Lab Bahan Baku HTPB	Modifikasi dan treatment HTPB Membangun unit produksi HTPB	Menyediakan HTPB yang sesuai kebutuhan formulasi
5.	Lab Material energetik	Penelitian pembatan dan treatment material energetik AND, NHTPB, GAP	Menyediakan material energetik yang sesuai kebutuhan formulasi
6.	Lab Pengujian karakteristik propelan	Melakukan pengujian karakteristik propelan	Memastikan karakteristik propelan memenuhi persyaratan yang diinginkan.

5 KESIMPULAN

Untuk menaikkan kinerja propelan komposit berbasis AP/HTPB/Al, maka perlu strategi dan tahapan penelitian dalam menguasai teknologi propelan untuk menyelesaikan masalah bahan baku propelan, teknologi proses, dan pengembangan formulasi lebih lanjut. Pengembangan formulasi dengan optimasi *solid loading content* dan penambahan material energetik. Permasalahan bahan baku propelan menjadikan proses reformulasi propelan sulit dikembangkan. Kemandirian bahan baku propelan merupakan syarat

mutlak untuk peningkatan kinerja propelan. Strategi yang tersistematis melalui penguasaan uji kualitas dan standar baku bahan baku, penguasaan bahan baku untuk standar, optimasi formulasi, dan pengembangan material high energetic material perlu dilakukan bertahap dan berkesinambungan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Terimakasih diucapkan kepada pusat Teknologi Roket yang memfasilitasi program peningkatan kinerja propelan

komposit melalui DIPA Pusat Teknologi Roket LAPAN tahun 2017.

DAFTAR PUSTAKA

- Abdullah, M., Gholamian, F., and Zarei, A. R., (2014). Investigation of Composite Solid Propellants Based on Nitrated Hydroxyl-Terminated Polybutadiene Binder. *Journal of Propulsion and Power*, 30(3), 862–864.
<https://doi.org/10.2514/1.B35117>
- Abusaidi, H., Ghaieni, H. R., & Ghorbani, M., (2017). Influences of NCO/OH and triol/diol ratios on the mechanical properties of nitro-HTPB based polyurethane elastomers. *Iranian Journal of Chemistry and Chemical Engineering*, 36(5), 55–63.
- Abusaidi, H., Ghorbani, M., & Ghaieni, H. R., (2017). Development of Composite Solid Propellant Based on Nitro Functionalized Hydroxyl-Terminated Polybutadiene. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 42(6), 671–675.
<https://doi.org/10.1002/prop.201600120>
- Agrawal, J. P., (2010). *High Energy Materials: Propellants, Explosives and Pyrotechnics*. Wiley-VCH Verlag GmbH & Co.
- Ashrafi, M., Fakhraian, H., and Dehnavi, M. A., (2016). Synthesis , Characterization and Properties of Nitropolybutadiene as Energetic Plasticizer for NHTPB Binder. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1–8.
<https://doi.org/10.1002/prop.201600057>
- Badgujar, D.M., Talawar, M.B., Asthana, S.N., and Mahulikar, P.P., (2008). Advances in Science and Technology of Modern Energetic Materials: An Overview, *Journal of Hazardous Materials*, 151, pp. 289–305.
- Betzler, F. M., Hartdegen, V. A., Klapötke, T. M., and Sproll, S. M., (2016). A new energetic binder: Glycidyl nitramine polymer. *Central European Journal of Energetic Materials*, 13(2), 289–300.
<https://doi.org/10.22211/cejem/64984>
- Colclough, M. E., Desai, H., Millar, R. W., Paul, N. C., Stewart, M. J., and Golding, P., (1993). Energetic Polymers as Binders in Composite Propellants and Explosives. *Polymers for Advanced Technologies*, 5(September), 554–560.
- Colclough, M. E., and Paul, N. C., (1996). Nitrated Hydroxy-Terminated Polybutadiene : Synthesis and Properties. In A. L (Ed.), *ACS Symposium Series* (pp. 97–103). Washington, DC: American Chemical Society.
<https://doi.org/10.1021/bk-1996-0623.ch010>
- Chen, C.Y., Wang, X.F., Gao, L.L. and Zheng Y.F., (2013). Effect of HTPB with different molecular weights on curing kinetics of HTPB/TDI System, *Chinese Journal of Energetic Materials*, 21(6), pp. 771-776.
- Cuihua, L., Tao, L., Xiaoxue, Z., Jianhong, L., Aimin, P. and Xuhui, C., (2016). Curing reaction between HTPB and IPDI, *Journal of Shenzhen University Science and Engineering*, 33(5), pp. 452-456.
- Florczak, B., Bogusz, R., Skupiński, W., Chmielarek, M. and Dzik, A., (2015). Study of the Effect of Nitrated Hydroxyl-terminated Polybutadiene (NHTPB) on the Properties of Heterogeneous Rocket Propellants *Central European Journal of Energetic Materials* 12(4) 841-854.
- Gupta, B. , Kumar, V., and Shivhare, N., (2014). Rheological Studies on Virgin, Plasticized and Solid Filled HTPB Binder System. *Global Journal of Advanced Engineering Technologies and Sciences*, 1(2), 41–48. Retrieved from <http://www.gjaets.com>
- Hartaya,K., (2015). Penyempurnaan Proses Pembuatan Propelan Komposit Lapan Berdasar Hasil Penelitian dari India, *Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 13 No. 2 Desember 2015*, pp. 121-130
- Krishnan, G., Ayyaswamy, K., and Nayak, S.K., (2012). Hydroxy Terminated polybutadiene: chemical modifications

- and application *J. Macro. Sci. Part A*, **50(1)**, pp. 128-138.
- Komarov, V. F., and Shandakov, V. A. (1999). Solid Fuels, their properties, and applications. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, **35(2)**, 2-6. <https://doi.org/https://doi.org/10.1007/BF02674426>
- Kshirsagar D.R., Jain, S., Bhandarkar, S., Vemuri, M., and Mehilal, (2017). Studies on the Effect of Nano-MnO₂ in HTPB-based Composite Propellant Formulations, *Cent. Eur. J. Energ. Mater.*, **14(3)**, pp. 589-604.
- Kumari A, Kurva R, Jain S and Bhattacharya B (2009) Size and Shape of Ammonium Perchlorate and their Influence on Properties of Composite Propellant *Defence Science Journal* **59(3)** 294-299.
- Kumari, A., Kurva, R., Jain, S. and Bhattacharya, B., (2015). Evaluation of nanoaluminium in Composite Propellant Formulation Using Bicurative System, *Journal of Propulsion and Power*, **31(1)**, pp. 393-399.
- Kumari, A., Maurya, M., Jain, S., and Bhattacharya, B., (2017). Nano-Ammonium Perchlorate: Preparation, Characterization, and Evaluation in Composite Propellant Formulation, *Journal of Energetic Materials*, **31(3)**, pp. 115-119.
- Loekman, S., Pengembangan Propelan Komposit, (1998), Majalah LAPAN No2, LAPAN.
- Priyanto, B., Pinalia, A., and Puspitasari, R.R., (2015). The Effect of Spray Gas Flow Rate and Concentration on Modification Ammonium Perchlorate Using Spray Drying: Advances in Science and Technology of Indonesian Aircraft, Rocket, and Satellite, *Indonesia Book Project*, pp. 22-31.
- Rahman, A., Chin, J. and Cheah, K.H., (2018). Prilling and Coating of And Solid Green Propellant in Toluene Mixture Using Ultrasound Sonication, *Aerospace*, **5(1)**, pp. 29-35.
- Ramezani, A. and Rothe, H., (2017). Simulation Based Early Prediction of Rocket, Artillery, and Mortar Trajectories and Real Time Optimization for Counter RAM Systems *Mathematical Problems in Engineering*, **12**, pp. 1-8.
- Ramesh, K., Jawalkar, S. N., Sachdeva, S., Mehilal, and Bhattacharya, B., (2012). Development of a Composite Propellant Formulation with a High Performance Index Using a Pressure Casting Technique. *Central European Journal of Energetic Materials*, **9(1)**, 49-58.
- Restasari, A., Hartaya, K., Ardianingsih, R. and Abdillah, L.H., (2015). Effects of Toluene Diisocyanate's Chemical Structure on Polyurethane's Viscosity and Mechanical Properties for Propellant, *Proceedings ISAST III-2015, 2015*, pp. 59-67.
- Salgado, M.C., Belderrain, M.S.N., and Devezas, T.C., (2018). Space Propulsion: a Survey Study about Current and Future Technologies, *J. aerosp. Technol. Manag.*, **10**, pp. 1-10.
- Sariak, G., (2017). Between a Rocket and a Hard Place: Militar Space Technology and Stability in International Relations, *The internastional Journal of Space Polytics & Policy*, **15(1)**, pp. 51-64.
- Schulze, M.C. and Chavez, D.E., (2016), Synthesis and Characterization of Energetic Plasctcizer AMDNNM, *Journal of Energetic Materials*, **34(2)**, pp. 129-137.
- Shokry, S.A., El-Morsi, A.K., Sabaa, M.S., Mohamed, R.R. and El Sorogy, H.E., (2015). Synthesis and characterization of polyurethane based on hydroxyl terminated polybutadiene and reinforced by carbon nanotubes, *Egyptian Journal of Petroleum*, **24(2)**, pp. 113-232.
- Shekhar, C., Pant, M.S., Santosh, S., Banerjee, P.K., Khanna, (2013). Single Step Synthesis of Nitro-Functionalized Hydroxyl-Terminated Polybutadiene, *Propellants Explos. Pyrotech.*, **38**, pp. 748-753.

- Trache, D., Klapotke, T.M., Maiz, L., Abd-Elghany, M. and DeLuca, L.T., 2017. *Green Chamistry*, **20**, pp. 4711-4736.
- Timnat, Y.M., 1987. Advanced Chemical Rocket Propulsion, *Academic Press*, pp. 132-135
- Wibowo, H.B., (2015). Peningkatan Sifat Mekanik Propelan Mandiri Berbasis Pengaruh Bilangan OH terhadap Kinerja Propelan: Teknologi Roket Sonda Indonesia 2015, *Penerbit Indonesia Book Project*, pp. 273-290.
- Wibowo, H.B., (2015). Pengembangan Propelan Mandiri untuk Roket Komposit. *Prosiding JASAKIAI 21 November 2013*, pp. 157-162.
- Wibowo, H.B., (2016). Kontrol Kualitas Bahan Baku Propelan, *Penerbit Indonesia Book Project*, pp. 134-139.
- Wibowo, H.B., (2016). Polimer HTPB Pengembangan *Binder* Propelan Komposit Di Indonesia, *Penerbit Indonesia Book Project*, pp. 120-129.
- Wibowo, H.B., (2017), Teknologi Propelan Untuk Penguasaan Teknologi Roket, Bahan Orasi Profesor Riset, LIPI, pp. 78-80
- Zhou, Q., Jie, S. and Li, B.G., (2014). Preparation of Hydroxyl Terminated Polybutadiene, *Ind. Eng. Chem. Res.*, **53(46)**, pp. 17884–17893.

PENGARUH DIOCTYL ADIPATE TERHADAP SIFAT RHEOLOGI HTPB TERPLASTISASI (EFFECT OF DIOCTYL ADIPATE ON THE RHEOLOGICAL PROPERTIES OF PLASTICIZED HTPB)

Afni Restasari¹, Luthfia Hajar Abdillah, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya

PUSAT TEKNOLOGI ROKET

LEMBAGA PENERBANGAN DAN ANTARIKSA NASIONAL (LAPAN)

Jl. Raya LAPAN Rumpin Bogor Jawa Barat

¹e-mail: afni.restasari@lapan.go.id

Diterima: 17 Agustus 2018; Direvisi: 31 Januari 2019; Disetujui: 7 Februari 2019

ABSTRACT

Developing knowledge on rheological properties of liquid content of propellant can be used to develop the formulation of liquid contents and mixing parameter that support the increase of solid contents so that the mechanical properties of propellant can be optimum and impulse specific of the rocket can be increased. This development can be started from the mixture of HTPB-DOA so that this research aims to find out the effect of DOA on rheological properties of HTPB-DOA that include shear dependence flow properties, viscosity and viscosity at zero shear rate. In the methos, DOA were varied 0, 5, 10, 15, 20% and mixed with HTPB. Its rheological behaviours are understood by measuring its viscosities in rotational speed of 0,5; 1; 1,5; 2; 2,5; 3; 4 of spindle type 2 of Brookfield viscometer and analyzing the graph of shear rate vs shear stress also viscosity vs shear rate. Based on those analysis, it is revealed that HTPB-DOA has shear thickening behaviour. The more DOA added, the lower viscosity, the lower viscosity at zero shear rate and the stronger the behaviour of shear thickening. Therefore, the use of high speed in mixing HTPB-DOA need to be avoided and the additive contents that are shear thinning are needed.

Keywords: Rheology, Plasticizer, Propellant Binder, Shear Thickening, Polymer.

ABSTRAK

Pengembangan pengetahuan terhadap sifat rheologi isian cair propelan berguna untuk mengembangkan formula isian cair dan parameter mixing yang dapat mendukung peningkatan isian padat sehingga sifat mekanik propelan optimum dan spesifik impuls dari roket naik. Pengembangan ini dapat dimulai dari campuran HTPB-DOA sehingga penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh DOA terhadap sifat rheologi HTPB-DOA yang meliputi sifat alir terhadap *shear rate*, viskositas dan viskositas saat *zero shear rate*. Dalam metodenya, DOA divariasikan 0, 5, 10, 15 dan 20% dan dicampur dengan HTPB. Sifat rheologi dipahami dengan mengukur viskositasnya pada kecepatan putar 0,5; 1; 1,5; 2; 2,5; 3; 4 dengan spindel tipe 2 dari viskometer Brookfield dan menganalisis grafik *shear stress vs shear rate* serta viskositas *vs shear rate*. Berdasarkan analisis tersebut, diketahui bahwa campuran HTPB-DOA bersifat *shear thickening*. Semakin banyak DOA yang ditambahkan, semakin rendah viskositas campuran, semakin rendah nilai viskositas pada *zero shear rate* dan semakin kuat sifat *shear thickening* dari campuran. Dengan demikian, penggunaan kecepatan tinggi dalam mixing HTPB-DOA perlu dihindari dan diperlukan bahan aditif yang bersifat *shear thinning*.

Kata kunci: *Rheologi, Plasticizer, Binder Propelan, Shear Thickening, Polimer.*

1 PENDAHULUAN

Propelan padat komposit merupakan hasil cetak dari *slurry* yang mayoritas berisi partikel oksidator seperti Ammonium perklorat dan serbuk bahan bakar logam seperti Aluminium. Dalam pencetakan, viskositas sangat menentukan kualitas propelan. Demikian pula dalam proses pencampuran padatnya dengan isian cair seperti Hydroxy Terminated Polybutadiene (HTPB) dan Toluena diisosiyanat (TDI). Viskositas yang rendah memungkinkan kedua proses tersebut menghasilkan propelan yang homogen sehingga masalah seperti terbentuknya rongga, pori hingga *crack* yang dapat berujung pada rusaknya struktur roket dapat dicegah. Viskositas menjadi semakin penting mengingat semakin lama, viskositas *slurry* semakin meningkat seiring dengan semakin banyaknya ikatan silang poliuretan yang terbentuk melalui reaksi polimerisasi HTPB dan TDI.

Selain itu, viskositas juga semakin tinggi ketika kebutuhan akan isian

padatan dalam propelan meningkat untuk kenaikan impuls spesifik (Isp). (Dey, Athar, Sikder, & Chattopadhyay, 2015; Muthiah, Somasundaran, Verghese, & Thomas, 1989; Remakanthan, Kk, Gunasekaran, Thomas, & Thomas, 2015).

Viskositas merupakan besaran yang menggambarkan resistensi suatu cairan untuk mengalir oleh adanya gaya dari luar. Dalam perumusannya, diumpamakan, lapisan tipis cairan berada diantara dua bidang paralel dengan jarak dy . Pada keadaan *steady state*, gaya geser yang mengenai cairan diimbangi oleh gaya gesek internal yang berlawanan arah. Untuk cairan Newtonian, yang mana besarnya viskositas tidak tergantung pada gaya geser, tegangan geser (*shear stress*), τ , berbanding lurus dengan laju geser (*shear rate*), $\dot{\gamma}$, dan viskositas, μ , seperti dikemukakan pada Persamaan 1-1 (Chhabra RP & Richardson JF, 2008).

$$F/A = \tau = \mu (-dV/dy) = \mu \cdot \dot{\gamma} \quad (1-1)$$

Salah satu cara untuk menurunkan viskositas adalah dengan penambahan *plasticizer*. Dalam perkembangan teknologi propelan, *plasticizer* dibedakan menjadi inert dan energetik. *Plasticizer* inert meliputi senyawa – senyawa yang mengandung gugus fungsi ester dan rantai hidrokarbon. Kelompok ester dapat berupa Dimethyl phthalate (DMP), Diethyl phthalate (DEP), Dibutyl phthalate (DBP), Dioctyl phthalate (DOP), Triacetin, Dibutyl sebacate (DBS), Diisooctyl sebacate, Dioctyl sebacate (DOS), Dibutyl sebacate (DBS), Isodecyl pelargonate (IDP), Trioctyl phosphate (TOF), Dioctyl adipate (DOA) dan Dibutyl adipate (DBA). Sementara, kelompok hidrokarbon terdiri dari polybutene (PB), spindle oil, naphthenic oil, polymer extender oil (PEO) dan poly isobutylene (PIB)(Muthiah et al., 1989). Di sisi lain, *plasticizer* energetik dapat berbasis Azido, ester nitrat, N-Nitramine, Nitro aromatic, Oxetane, Nitro aliphatic dan GLYN dimer (Manu, 2009). Diantara jenis – jenis tersebut, DOA merupakan *plasticizer* yang paling banyak digunakan pada berbagai komposisi propelan.

Pada propelan berbasis GAP (Glycidyl Azide Polymer), DOA dilaporkan memiliki performa yang lebih baik dalam menurunkan viskositas dibanding DOP (Manu, 2009). Sementara pada pencampuran dengan CL-20 dan HTPB, performa tersebut lebih baik dibanding DOS dan DBP (Li, Wang, & An, 2014). Campuran HTPB dan DOA menunjukkan viskositas yang semakin menurun dengan bertambahnya DOA, demikian pula setelah penambahan TDI (Tomasz, Katarzyna, Karolina, & Lukasz, 2018).

Selain menurunkan viskositas, penambahan DOA juga bermanfaat dalam memperpanjang *potlife* sebagai lamanya waktu yang tersedia hingga propelan tidak layak untuk diproses berdasarkan viskositasnya. Hal tersebut

ditemukan pada isian cair sederhana berkomposisi HTPB, DOA, TDI maupun yang telah dilengkapi dengan additif TMP (trimethyl propane) dan alkanol tipe amina-amida. Efek ini pun masih ada saat isian cair telah bercampur dengan serbuk aluminium dan partikel Ammonium perklorat (AP) baik bimoda maupun trimoda. Lebih lanjut, DOA diketahui kompatibel terhadap *slurry* dengan komposisi yang mengandung AP bimoda sebaik IDP (Gupta, Kumar, & N, 2014; Muthiah et al., 1989; Restasari & Abdillah, 2017; Tomasz et al., 2018).

Di sisi mekanik, adanya DOA diketahui dapat menurunkan *impact sensitivity* pada komposisi CL-20, HTPB, DOA dan TDI. Hal ini juga terlihat dalam komposisi HTPB, 2,2'-methylenebis, IPDI (Isophorone diisocyanate), RS-RDX (sensitivity reduced-RDX), aluminium dan Fe acetyl acetate. Dengan turunnya sensitivitas, propelan menjadi lebih aman untuk ditangani dalam penyimpanan maupun transportasi (Gurkan, Deger, Zekeriya, & Teoman, 2014; Li et al., 2014).

Dengan semua keunggulannya, penambahan sejumlah besar massa DOA tentunya diinginkan. Namun demikian, terdapat masalah pada sifat fisik dan mekanik propelan dengan kian bertambahnya massa DOA. Dilaporkan, pada propelan berbasis GAP, semakin banyak DOA yang ditambahkan, nilai kekuatan tarik, tegangan saat perpanjanganf 100%, kekerasan dan ketangguhan atau *toughness* semakin menurun (Manu, 2009). Hal serupa juga dilaporkan terjadi pada nanokomposit polyurethane/polyhedral oligomeric silsesquioxane berbasis HTPB (Kim, Kwon, & Kim, 2013).

Kelemahan *plasticizer* dalam pembentukan sifat fisik dan mekanik propelan dapat diatasi dengan penambahan senyawa *bonding agent* yang dapat menambah kuat ikatan

antara *binder* dan partikel padat. *Bonding agent* ini dapat berupa molekul kecil dan polimer. Molekul kecil meliputi ester borat dan ester titanat. Sementara contoh dari golongan polimer adalah NPBA (*Neutral Polymer Bonding Agent*) dan polimer amida (Liu, Sun, Hong, Pang, & Qiao, 2018). Untuk propelan berbasis HTPB, beberapa *bonding agent* seperti senyawa aziridine, alkanolamine, polyamine, isocyanurate, dimethyldantoin dan turunannya telah dikembangkan (Brzić et al., 2015; Hu et al., 2014).

Penambahan *bonding agent* biasanya dilakukan di saat awal pencampuran HTPB dengan DOA dan zat tersebut berpotensi untuk mempengaruhi viskositas campuran. Lebih lanjut, karakteristik perubahan viskositas atau sifat alir campuran juga dipengaruhi. Sifat tersebut, terutama yang tergantung pada laju geser (*shear rate*) atau disebut cairan non-newtonian, penting untuk mendapat perhatian karena menyangkut kondisi *mixing* dan *casting* yang akan diterapkan agar hasilnya optimum yang mana kondisi tersebut mendukung peningkatan isian padat sehingga sifat mekanik propelan optimum dan spesifik impuls dari roket naik. Mengingat kedua proses tersebut menghasilkan gaya geser pada cairan. Dengan demikian, sifat alir dari campuran HTPB dan DOA perlu untuk diketahui terlebih dahulu.

Berdasarkan ketergantungan pada *shear rate*, sifat alir dibagi menjadi tiga yaitu *shear thinning* yang mana viskositas menurun seiring dengan naiknya *shear rate*, viskoplastis yang membutuhkan gaya tertentu untuk memulai aliran, dan *shear thickening* yang mana viskositas bertambah dengan naiknya *shear rate*. Pada Persamaan Power Law (Persamaan 1-2 & 1-3), *n* merupakan index Power Law yang menandai sifat alir cairan sementara *K*

dapat diartikan sebagai viskositas pada kondisi *zero shear*, μ_0 . *Shear thinning* ditandai dengan $n < 1$, *shear thickening* ditandai dengan $n > 1$ dan newtonian ditandai dengan $n = 1$. Sementara, sifat alir yang bergantung pada waktu meliputi thixotropik yang mana terjadi penurunan viskositas seiring berjalannya waktu dan kebalikannya, rheopeksi (Chhabra RP & Richardson JF, 2008).

$$\tau = K (\dot{\gamma})^n \quad (1-2)$$

$$\mu = \tau / \dot{\gamma} = K (\dot{\gamma})^{n-1} \quad (1-3)$$

Sifat alir komponen propelan yang mengandung DOA bermacam – macam, bergantung pada komposisinya. Gupta et al (2014) mengungkapkan bahwa campuran HTPB, TDI, DOA, TMP (Trimethylol propane) dan alkanol tipe amina amida memiliki sifat newtonian (Gupta et al., 2014). Sifat thixotropik ditemukan oleh Bogdan et al (2015) pada slurry propellant dengan komposisi Ammonium klorat (VII), serbuk aluminium, BEFP, HTPB, DOA, DDI dan zat aditif (Bogdan & Bednarczyk, 2015). Sementara, sifat *shear thinning* ditemukan pada beberapa komposisi seperti propelan CL-20 (CL-20, HTPB, TDI, DOA), RS-RDX (HTPB, 2,2'-Methylenebis, IPDI, RS-RDX, DOA, Aluminium dan Fe Acetyl Acetate), EVA-RDX (EVA, RDX, HMX, DOA, Dechlorane) (Gurkan et al., 2014; Jong, Sangmook, & Jae, 2017; Li et al., 2014).

Keuntungan dan cara mengatasi kekurangan dalam penggunaan DOA serta beragamnya sifat alir di atas membuat sifat dasar aliran HTPB dan DOA penting untuk diketahui terutama pada *shear rate* rendah sesuai yang diaplikasikan pada *mixing* dan *casting*. Oleh karena itu penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh penambahan DOA terhadap sifat alir

campuran HTPB dan DOA pada *shear rate* rendah.

2 METODOLOGI

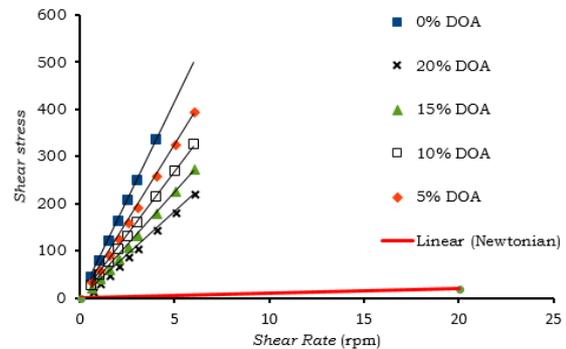
Penelitian ini membuat 4 macam campuran HTPB - DOA. DOA divariasikan (0, 5, 10, 15 dan 20%) dengan massa HTPB konstan. HTPB dan DOA dicampur pada 60 rpm selama 3 menit tanpa panas dengan menggunakan pengaduk mekanika IKA dengan anchor impeller. Viskositas diukur pada kecepatan putar 0,5; 1; 1,5; 2; 2,5; 3; 4 rpm dengan menggunakan spindle tipe 2 dari viskosimeter Brookfield untuk semua komposisi.

Grafik *shear rate vs shear stress* dibuat berdasarkan Persamaan 1-1. Grafik *shear rate vs viskositas* dibuat untuk mendapat Persamaan 1-3, beserta nilai n dan K . Analisis mikro dilakukan dengan analisis data dipol dengan software Millsian serta struktur kimia dengan ChemDraw Ultra Software.

3 HASIL PEMBAHASAN

Sifat alir dari *slurry* propelan sangat dipengaruhi oleh sifat alir isian cairnya dan penambahan DOA pada isian cair dikehendaki untuk menurunkan viskositas *slurry*. Untuk mempelajari pengaruh penambahan DOA pada viskositas HTPB-DOA, viskositas dari sistem HTPB-DOA dengan persentase DOA yang bervariasi diukur pada kecepatan putaran *spindle* yang berbeda. Hal ini karena kecepatan putaran *spindle* dapat mewakili *shear rate* (Brookfield Engineering Laboratories, 2014)□. Penggunaan kecepatan putaran hingga 4 rpm adalah untuk mewakili laju geser yang terjadi saat *casting* secara gravitasi dan vakum. Teknik *casting* tersebut biasanya digunakan dalam pembuatan propelan. Hasil pengukuran viskositas kemudian dibuat grafik *shear rate vs shear stress* berdasarkan Persamaan 1-1 untuk mendapat nilai kemiringan grafik

sehingga diketahui karakteristik alirnya. Grafik tersebut tersaji pada Gambar 3-1 berikut, sedangkan nilai kemiringan ditampilkan pada Tabel 3-1.



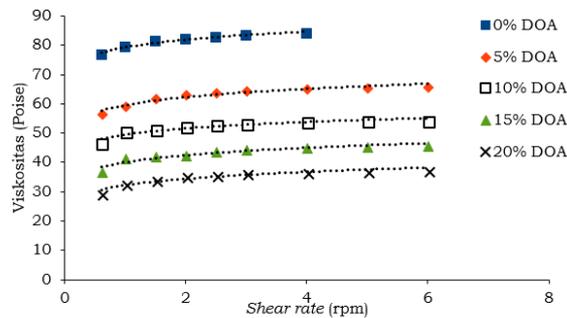
Gambar 3-1: Grafik *Shear Rate vs Shear Stress* dari sistem HTPB-DOA.

Tabel 3-1: NILAI KEMIRINGAN GRAFIK ALIR HTPB-DOA

% DOA	Kemiringan
	Grafik
1	2
0	83.202
5	65.085
10	53.768
15	44.997
20	36.694

Persamaan 1-1 menjelaskan bahwa nilai *shear stress* berbanding lurus dengan hasil kali viskositas dengan *shear rate*. Pada cairan Newtonian, nilai kemiringan grafik tersebut adalah 1 yang ditandai dengan garis merah pada Gambar 3-1. Di Gambar tersebut terlihat bahwa HTPB saja dan semua komposisi HTPB-DOA tidak menunjukkan sifat Newtonian. Hal ini berbeda dengan yang ditemukan oleh Gupta *et al* (2014) pada sistem *binder* propelan. Penyebab perbedaan ini dapat bersumber dari tingginya rpm yang digunakan Gupta *et al* (2014) yaitu 10 rpm ke atas, serta adanya tambahan senyawa kimia, tidak hanya HTPB dan DOA (Gupta *et al.*, 2014).

Sementara, berdasarkan Tabel 3-1 kolom 2, HTPB dan HTPB-DOA memiliki nilai kemiringan lebih besar dari 1, yaitu antara 36 hingga 83, pada grafik *shear rate vs shear stress*. Hal ini menunjukkan sifat *shear thickening*, yaitu nilai viskositas yang naik seiring dengan naiknya *shear rate* (Chhabra RP & Richardson JF, 2008). Analisis lebih lanjut dilakukan dengan membuat grafik *shear rate vs viskositas* berdasarkan Persamaan Power Law (Persamaan 1-3). Grafik ini disajikan pada Gambar 3-2, sedangkan nilai *n*, *K* dan korelasi grafik dengan Persamaan Power Law dicantumkan pada Tabel 3-2.



Gambar 3-2: Grafik Power Law HTPB-DOA

Tabel 3-2: KARAKTERISTIK ALIR HTPB-DOA

% DOA	K	n	r	Korelasi
1	2	3	4	5
0	79.29	1.0474	0.98	Sangat Kuat
5	59.59	1.0644	0.97	Sangat Kuat
10	49.56	1.059	0.95	Sangat Kuat
15	40.09	1.0839	0.94	Sangat Kuat
20	32.2	1.0962	0.95	Sangat Kuat

Gambar 3-2 menunjukkan bahwa dengan meningkatnya kadar DOA, viskositas sistem HTPB-DOA menurun pada semua kecepatan rotasi. Penurunan ini terjadi dari *range* 75 – 85 Poise hingga 30 – 35 Poise pada penambahan DOA 20%. Hal serupa juga ditemukan oleh Tomasz *et al* (2018) pada berbagai suhu campuran (Tomasz *et al.*,

2018). Hal ini bisa dijelaskan seperti di bawah ini:

HTPB adalah polimer dengan rantai hidrokarbon panjang yang memiliki gugus hidroksil di masing-masing ujungnya. Kehadiran struktur cis, trans dan vinil dalam rantai hidrokarbon membuat rantai HTPB terlipat sehingga membentuk hambatan steris dan menyebabkan rantainya stabil. Lipatan tersebut menyebabkan bentuk koil HTPB. Ketika koil bertemu satu sama lain, terbentuk beberapa interaksi intermolekuler seperti gaya Van Der Waals dan ikatan hidrogen seperti ditunjukkan pada Gambar 3-3. Interaksi tersebut menghambat mobilitas polimer yang menyebabkan kesulitan dalam pergerakan sehingga HTPB memiliki viskositas tinggi (Fulmer, 2000; George Wypych, 2017; Mahanta & Pattnayak, 2015). Sementara, DOA sebagai *plasticizer* dapat bekerja sebagai pelumas internal dengan penjelasan berikut.

DOA memiliki sifat semipolar dengan nilai momen dipol 0,0024 D. Sifat semipolar didapat dari rantai hidrokarbon nonpolar dan gugus adipat polar. Sifat semipolar ini sama dengan HTPB rantai linier yang dengan kenaikan berat molekulnya, polaritasnya juga meningkat. Sebagai contoh, $C_{20}H_{22}O_2$ memiliki momen dipol 0,0017 D, $C_{28}H_{30}O_2$ memiliki momen dipol 0,0028 D dan $C_{40}H_{42}O_2$ memiliki momen dipol 0,0031 D. Berdasarkan prinsip "*like dissolve like*" dan kemiripan nilai momen dipol, maka HTPB dan DOA dapat larut satu sama lain. Disolvasi ini juga didukung oleh parameter kelarutan. Nilai parameter kelarutan DOA adalah 18,2 (MPa)^{0,5}, sesuai dengan nilai parameter kelarutan untuk HTPB yang dihasilkan oleh polimerisasi radikal bebas (16,40 - 18,11 (MPa)^{0,5}). Properti pelarutan ini berkontribusi dalam mengurangi

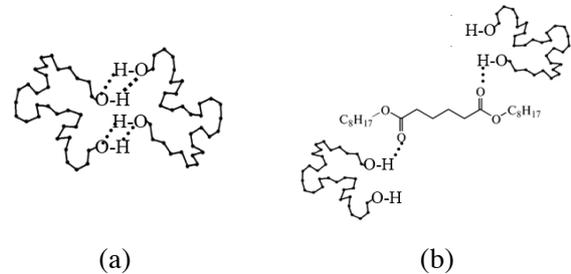
viskositas HTPB + DOA (George Wypych, 2017).

Bila HTPB dicampur dengan DOA, rantai hidrokarbon nonpolar DOA melarutkan rantai hidrokarbon nonpolar HTPB. Sementara, gugus semipolar adipat dari DOA kurang melarutkan rantai hidrokarbon nonpolar HTPB sehingga DOA dapat berperan sebagai pelumas. Seiring dengan proses pelumasan DOA, kekuatan kohesif HTPB menurun sehingga rantai HTPB bisa meluncur satu sama lain sehingga menyebabkan penurunan viskositasnya. Selain proses itu, selama pencampuran, dua ikatan hidrogen antara dua gugus hidroksil di ujung rantai HTPB yang berbeda, Gambar 3-3 (a), dapat dipecah dan digantikan oleh interaksi antara gugus hidroksil HTPB dan gugus adipat dari DOA (Fulmer, 2000; George Wypych, 2017; Mahanta & Pattnayak, 2015).

Berdasarkan struktur kimia yang dianalisis oleh ChemDraw Ultra Software, ditunjukkan pada Gambar 3-3 (b), dua atom oksigen (= O) pada gugus karbonil DOA memiliki arah yang berlawanan. Ini menyebabkan satu senyawa DOA dapat membuat dua ikatan hidrogen dengan dua rantai HTPB. Tapi, satu rantai HTPB hanya bisa membuat satu ikatan hidrogen dengan satu senyawa DOA, yaitu dengan atom oksigen gugus karbonil (= O) dari DOA. Hal ini karena momen ikatan C-O (0,74 D) jauh lebih kecil daripada momen ikatan C = O (2,3 D). Kondisi yang tidak stabil ini menyebabkan rantai polimer lebih mudah mengalir sehingga viskositas HTPB-DOA menurun (Fessenden & Fessenden, 1997; Fulmer, 2000; George Wypych, 2017).

Mekanisme di atas dapat pula menjadi penyebab turunnya nilai K atau viskositas pada *zero shear*, dari 79 hingga 32, dengan naiknya konsentrasi DOA. Nilai K terlihat pada Tabel 3-2 kolom 2. Nilai K tersebut diperoleh dari

persamaan garis pada grafik di Gambar 3-2 yang berkorelasi sangat kuat dengan persamaan Power Law, seperti ditampilkan pada Tabel 3-2 kolom 4 yang merupakan kesimpulan dari nilai koefisien korelasi (r) pada kolom 3.



Gambar 3-3: (a) Ilustrasi ikatan hidrogen HTPB; (b) Ilustrasi ikatan hidrogen antara HTPB dan DOA (George Wypych, 2017).

Viskositas pada *zero shear rate* penting untuk mengkarakterisasi respon rheologi pada tegangan alir yang rendah, menemukan energi aktivasi aliran dan menganalisis pengaruh arsitektur molekuler terhadap resistensi untuk mengalir (Shaw, 2016). Dalam hubungannya dengan energi aktivasi, semakin rendah nilai K , semakin mudah suatu cairan untuk mengalir. Dengan demikian, semakin besar DOA, semakin rendah energi aktivasi untuk mengalir, semakin mudah campuran untuk mengalir. Nilai energi aktivasi yang kian turun dengan bertambahnya DOA ini ditemukan oleh Tomasz *et al* (2018). Sementara, dalam kaitannya dengan struktur molekuler, semakin rendah K , semakin rendah berat molekul yang terlarut yang dalam hal ini adalah HTPB. Hal ini dapat diartikan bahwa semakin banyak DOA ditambahkan, semakin banyak ikatan hidrogen antar rantai HTPB yang putus sehingga semakin mudah mengalir (Dalsin, Hillmyer, & Bates, 2014).

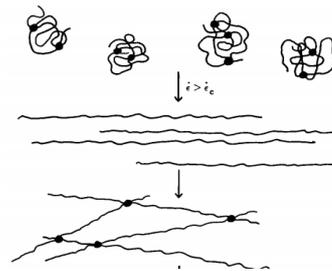
Hal yang menarik pada Tabel 3-2 terletak pada kolom 3 sebagai analisis lanjutan dari Tabel 3-1 kolom 2, yaitu

mengenai sifat alir HTPB-DOA. Pada kolom tersebut, HTPB dan semua campuran HTPB-DOA memiliki nilai n yang lebih besar dari 1, yang berarti bahwa HTPB dan HTPB-DOA memiliki sifat *shear thickening*. Dengan bertambahnya DOA, nilai n naik dari 1,0474 yang merupakan nilai dari HTPB hingga 1,0962 yang dimiliki oleh campuran dengan DOA sebesar 20%. Ini menunjukkan bahwa semakin banyak DOA, sifat *shear thickening* campuran HTPB-DOA semakin kuat. Sifat *shear thickening* ini dijelaskan sebagai berikut.

Seperti telah dijelaskan, dideskripsikan pada Gambar 3-3 (b) bahwa dengan adanya DOA, koil HTPB menjadi terbuka namun tidak seluruhnya. HTPB-DOA membentuk kumparan yang lebih mudah terurai oleh adanya gaya geser dibanding dengan bentuk koil HTPB. Kumparan yang telah terurai dapat membentuk ikatan silang secara fisik satu dengan yang lain sehingga sulit untuk mengalir, seperti terdeskripsikan pada Gambar 3-4. Ikatan silang ini menimbulkan sifat *shear thickening* apabila besarnya energi ikatan fisik tersebut bersesuaian dengan energi thermal campuran. Semakin besar *shear rate*, semakin banyak kumparan yang terurai, semakin banyak ikatan silang, semakin tinggi viskositas sehingga menyebabkan sifat *shear thickening*. Dengan semakin banyaknya DOA, semakin mudah kumparan terurai, semakin banyak kumparan yang terurai sehingga kekuatan *shear thickening* semakin besar (Ding, Tracey, Li, Peng, & Whitten, 2013; Jaishankar, Wee, Matia-Merino, Goh, & McKinley, 2015; Wagner, Barbati, Engmann, Burbidge, & McKinley, 2016).

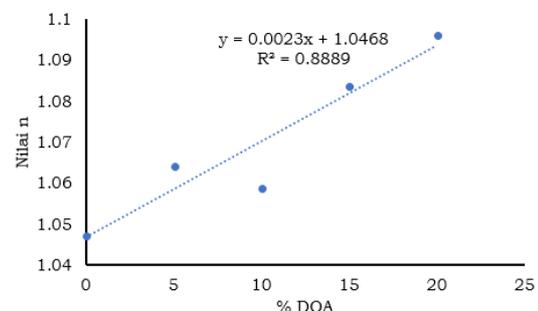
Sifat *shear thickening* pada polimer ini juga dilaporkan nampak pada campuran Mamaku gum dan urea serta terpeneol dan *plasticizer* DBP. Namun, pada kedua campuran tersebut, *shear*

thickening hanya terjadi sampai nilai *shear rate* tertentu yaitu sekitar 10 – 100 rps untuk campuran Mamaku gum dan di bawah 100 rps untuk campuran terpeneol (Jaishankar et al., 2015; Umerova, Dulina, & Ragulya, 2015). Batas tersebut bernilai 600 hingga 6000 rpm yang mana tidak diterapkan pada mixing maupun *casting* propelan



Gambar 3-4: Ilustrasi Kualitatif Mengenai Mekanisme *Shear Thickening* HTPB-DOA.

Untuk lebih memahami pengaruh penambahan DOA terhadap nilai n , persentase DOA vs nilai n dibuat dan disajikan pada Gambar 3-5. Pada Gambar tersebut, berdasarkan nilai dari determinan korelasi, persentase DOA dan nilai n membentuk korelasi yang sangat kuat, sehingga dapat digunakan untuk memprediksi nilai n selanjutnya dengan penambahan DOA yang lebih besar.



Gambar 3-5: Grafik Pengaruh %DOA terhadap Nilai n .

Walaupun nilai n dari HTPB-DOA mendekati Newtonian ($n=1$), namun

tingginya kebutuhan akan persentase DOA serta tingginya kecepatan mixing HTPB-DOA saat pembuatan propelan (sekitar 40-60rpm), maka berdasarkan Persamaan 1-3, nilai n tersebut membawa dampak yang signifikan terhadap viskositas HTPB-DOA. Dengan demikian, penggunaan kecepatan tinggi dalam mixing HTPB-DOA perlu dihindari. Di sisi lain, berkaitan dengan penambahan *bonding agent* dan aditif lainnya, diperlukan pemilihan berdasarkan sifat *shear thinning* sehingga pengadukan saat ditambahkan isian padat lebih mudah mencapai homogen walaupun persentase isian padat ditingkatkan. Hal ini berujung pada optimumnya sifat mekanik propelan dan spesifik impuls roket.

4 KESIMPULAN

Dalam penelitian ini telah dilakukan pengukuran viskositas campuran HTPB dan DOA pada berbagai *shear rate*. Berdasarkan hasil analisis grafik *shear rate vs shear stress*, diketahui bahwa campuran HTPB dan DOA memiliki sifat *shear thickening*. Diketahui pula bahwa semakin banyak DOA yang ditambahkan, semakin rendah viskositas campuran, semakin rendah nilai viskositas pada *zero shear rate* dan semakin kuat sifat *shear thickening* dari campuran. Penggunaan kecepatan putar rendah dalam pengadukan HTPB-DOA, serta pemilihan bahan aditif yang *shear thinning* disarankan untuk peningkatan sifat mekanik propelan dan spesifik impuls roket.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Pusat Teknologi Roket (Pustekroket) LAPAN karena telah menyediakan fasilitas pendukung penelitian serta rekan – rekan yang telah mendukung penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

- Bogdan, F., & Bednarczyk, A. M. (2015). Studies of Rheological Properties of Suspension of Heterogeneous Rocket Propellant Based on HTPB Rubber. *CHEMIK*, 69(3), 136–145.
- Brzić, S., Dimić, M., Jelisavac, L., Djonlagic, J., Ušćumlić, G., & Bogdanov, J. (2015). Influence of Polyglycidyl-type Bonding Agents on the Viscoelastic Properties of a Carboxylterminated poly(butadiene-co-acrylonitrile)-based Composite Rocket Propellant. *Central European Journal of Energetic Materials*, 12(2), 307–321.
- Chhabra RP, & Richardson JF. (2008). *Non-Newtonian Flow and Applied Rheology Engineering Applications* (2nd ed.). Burlington: Elsevier Ltd.
- Dalsin, S. J., Hillmyer, M. A., & Bates, F. S. (2014). Molecular Weight Dependence of Zero-Shear Viscosity in Atactic Polypropylene Bottlebrush Polymers. *ACS Macro Letters*, 3(5), 423–427. <https://doi.org/10.1021/mz500082h>
- Dey, A., Athar, J., Sikder, A. K., & Chattopadhyay, S. (2015). Effect of Microstructure on HTPB Based Polyurethane (HTPB-PU), 5(April), 145–151. <https://doi.org/10.17265/2161-6221/2015.3-4.005>
- Ding, J., Tracey, P. J., Li, W., Peng, G., & Whitten, P. G. (2013). Review on shear thickening fluids and applications.pdf. *Textile and Light Industrial Science and Technology*, 2(4), 161–173.
- Fessenden, R. J., & Fessenden, J. S. (1997). *Kimia organik*. Jakarta: Erlangga.
- Fulmer, M. S. (2000). Introduction to Lubricants and Additives for Polymer Compounds. Retrieved from [http://www.struktol.com/pdfs/Lubricant s.pdf](http://www.struktol.com/pdfs/Lubricant%20s.pdf).
- George Wypych. (2017). *Handbook of Plasticizers* (3rd ed.). Toronto: ChemTec Publishing.
- Gupta, B., Kumar, V., & N, S. (2014). Rheological Studies on Virgin, Plasticized and Solid Filled HTPB Binder System. *Global Journal of Advanced Engineering Technologies and Sciences*, 1(2), 41–48.

- Gurkan, A., Deger, S., Zekeriya, T. K., & Teoman, T. (2014). ylmaz2014.pdf. *Journal of Applied Polymer Science*, 40907–40914. <https://doi.org/10.1002/APP40907>
- Hu, W., Su, Y., Zhou, L., Pang, A., Cai, R., Ma, X., & Li, S. (2014). Molecular Dynamics of Neutral Polymer Bonding Agent (NPBA) as Revealed by Solid-State NMR Spectroscopy. *Molecules*, 19, 1353–1366. <https://doi.org/10.3390/molecules19011353>
- Jaishankar, A., Wee, M., Matia-Merino, L., Goh, K. K. T., & McKinley, G. H. (2015). Probing hydrogen bond interactions in a shear thickening polysaccharide using nonlinear shear and extensional rheology. *Carbohydrate Polymers*, 123, 136–145. <https://doi.org/10.1016/j.carbpol.2015.01.006>
- Jong, H. C., Sangmook, L., & Jae, W. L. (2017). Non-Newtonian Behavior Observed via Dynamic Rheology for Various Particle Types in Energetic Materials and Simulant Composites. *Korea-Australia Rheology Journal*, 29(1), 9–15. <https://doi.org/10.1007/s13367-017-0002-6>
- Kim, H. J., Kwon, Y., & Kim, C. K. (2013). Thermal and Mechanical Properties of Hydroxyl-Terminated Polybutadiene-based Polyurethane/Polyhedral Oligomeric Silsesquioxane Nanocomposites Plasticized with DOA. *Kim. J Nanosci Nanotechnol*, 13(1).
- Li, H., Wang, J., & An, C. (2014). Study on the Rheological Properties of CL-20 / HTPB Casting Explosives. *Central European Journal of Energetic Materials*, 11(2), 237–255.
- Liu, X., Sun, X., Hong, X., Pang, A., & Qiao, Y. (2018). Research Progress of Bonding Agents for Nitramine Composite Solid Propellants. *International Journal of Astrophysics and Space Science*, 6(2), 44–50. <https://doi.org/10.11648/j.ijass.20180602.11>
- Mahanta, A. K., & Pattnayak, P. K. (2015). Green analytical methods for determination of intrinsic viscosity of hydroxyl terminated polybutadiene. *J. Mater. Environ. Sci*, 6(9), 2377–2385.
- Manu, S. K. (2009). *Glycidyl Azide Polymer (GAP) as a High Energy Polymeric Binder for Composite Solid Propellant Applications*. Mahatma Gandhi University.
- Muthiah, R., Somasundaran, U. I., Verghese, T. L., & Thomas, V. A. (1989). Energetics and Compatibility of Plasticizers in Composite Solid Propellants. *Defence Science Journal*, 39(2), 147–155.
- Remakanthan, S., Kk, M., Gunasekaran, R., Thomas, C., & Thomas, C. R. (2015). Analysis of Defects In Solid Rocket Motors Using X-Ray Radiography. *The E-Journal of Nondestructive Testing*, 20(6).
- Restasari, A., & Abdillah, L. H. (2017). Pengaruh Dioctyl Adipate Terhadap Pot-Life Proopelan Berformula AP Trimoda. In *Prosiding SIPTEKGAN XXI* (pp. 314–322). Tangerang: Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN.
- Shaw, M. T. (2016). On Estimating The Zero-Shear-Rate Viscosity: Tests with PIB and PDMS. In *AIP Conference Proceeding*. American Institute of Physics. <https://doi.org/10.1063/1.4965543>
- Tomasz, G., Katarzyna, G.-S., Karolina, J., & Lukasz, K. (2018). Rheological and Thermal Properties of Mixtures of Hydroxyl-Terminated Polybutadiene and Plasticizer (Rapid communication). *Polimery*, 63(1), 53–63. <https://doi.org/10.14314/polimery.2018.1.9>
- Umerova, O., Dulina, O., & Ragulya, V. (2015). Rheology of plasticized polymer solutions. *Journal of Silicate Based and Composite Materials*, 67(4), 119–125.
- Wagner, C. E., Barbati, A. C., Engmann, J., Burbidge, A. S., & McKinley, G. H. (2016). Apparent shear thickening at low shear rates in polymer solutions can be an artifact of non-equilibration Caroline.

SIMULASI PENENTUAN BASIS OPERASI PADA SISTEM PEMANTAUAN MARITIM BERBASIS WAHANA TERBANG TAK BERAWAK (SIMULATION TO DETERMINE THE OPERATION BASE ON MARITIME SURVEILLANCE SYSTEM BASED ON UNMANNED AIR VEHICLE)

Prasetyo Ardi Probo Suseno, Adi Wirawan

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya LAPAN Rumpin Bogor Jawa Barat

¹e-mail: prasetyo.ardi@lapan.go.id

Diterima: 25 Oktober 2018; Direvisi: 1 Februari 2019; Disetujui: 7 Februari 2019

ABSTRACT

This paper discuss about a method to determine the operation base on maritime surveillance system based on Unmanned Aerial Vehicle. The process to determining the operation base is created using data recorded by radarsat 2 satellite. In this research, Natuna Sea is chosen as main discussion as the Natuna Sea, currently is one of the most vulnerable region in Indonesia for illegal fishing activity. The simulation is done using software MATLAB. The result show that the operation base can be placed in such a way so that with a minimum number of operations, all areas with potential illegal fishing activities can still be included in the area of operation.

Keywords: *UAV, Surveillance, Maritime, Operation Base, Cluster, Natuna.*

ABSTRAK

Paper ini mendiskusikan metode untuk menentukan basis operasi pada pemantauan maritim yang menggunakan pesawat terbang tak berawak sebagai komponen utamanya. Penentuan basis operasi disusun berdasarkan data-data yang telah direkam oleh satelit radarsat 2. Dalam penelitian ini dipilih laut Natuna sebagai fokus wilayah karena laut Natuna merupakan salah satu laut di Indonesia yang paling rawan mengalami kegiatan penangkapan ikan illegal. Simulasi dilakukan menggunakan software MATLAB. Hasil simulasi yang dilakukan menunjukkan bahwa basis operasi dapat ditempatkan sedemikian rupa, sehingga dengan jumlah operasi yang minimal, seluruh daerah yang berpotensi kegiatan penangkapan ikan illegal masih dapat tercakup dalam wilayah operasi tersebut.

Kata kunci: *UAV, Pemantauan, Maritim, Basis operasi, Gugus, Natuna.*

1 PENDAHULUAN

Pemantauan maritim adalah komponen vital dalam negara maritim. Kegiatan penangkapan ilegal, tidak dilaporkan, dan tidak diatur (Illegal, Unreported and Unregulated Fishing /IUUF) telah menjadi masalah utama di Kementerian Kelautan dan Perikanan Indonesia (KKP) (Pudjiastuti, 2016). Aktifitas tersebut telah menyebabkan Indonesia mengalami kerugian sekitar Rp 300 Triliun per tahun (Jaelani 2014).

Hingga sampai saat ini, pemantauan maritim telah dilakukan menggunakan kapal patroli, namun permasalahannya adalah biaya untuk mengoperasikan kapal patroli sangatlah mahal. Satu unit kapal perang sekelas frigate dengan panjang sekitar 100 meter akan membutuhkan bahan bakar diesel hingga 900 juta rupiah untuk berlayar sehari penuh (Widodo, 2014). Untuk mengurangi biaya operasi pemantauan maritim, metode alternatif perlu dibangun, salah satunya adalah pemantauan maritim dengan berbasis pesawat terbang tak berawak (UAV).

Penggunaan UAV dalam pemantauan maritim tidak dapat dilakukan dengan gegabah karena UAV memiliki jangkauan dan daya tahan terbang yang terbatas. Kegagalan untuk memenuhi keterbatasan ini dapat mengakibatkan UAV jatuh di tengah laut dan tidak dapat ditemukan lagi. Di sisi lain operasi minimalis dengan waktu misi yang singkat dan area cakupan yang sempit akan membuat pemantauan maritim menjadi tidak efisien sehingga metode untuk menentukan basis operasi pemantauan perlu untuk dikembangkan.

Paper ini membahas tentang metode untuk menentukan basis operasi pada pemantauan maritim yang menggunakan pesawat terbang tak berawak. Tujuan dari penentuan basis operasi ini adalah untuk mengetahui berapa banyak jumlah operasi minimum

yang diperlukan untuk radius area operasi tertentu pada wilayah maritim tertentu.

Paper ini menggunakan laut Natuna sebagai fokus wilayah operasi. Laut Natuna dipilih karena merupakan salah satu laut di Indonesia yang paling rawan mengalami kegiatan perikanan ilegal. Batasan yang diberikan oleh kondisi geografis ditunjukkan pada persamaan (2-1) & (2-2). Paper ini memanfaatkan database satelit radarsat-2 dengan waktu pengambilan sampel yaitu selama periode bulan Maret tahun 2016. Posisi kapal yang terekam dalam radarsat-2 ditunjukkan pada Gambar 1.

2 METODOLOGI

Laut Natuna sangatlah luas, namun tidak semua area digunakan untuk aktifitas perikanan, sehingga diperlukan pembagian area operasi. Area operasi adalah area dalam batas wilayah operasi yang berpotensi terjadi kegiatan perikanan ilegal berdasarkan data posisi kapal yang tertangkap oleh radarsat-2.

Satelit radarsat-2 merupakan satelit observasi bumi untuk semua cuaca dengan kemampuan pencitraan polarimetrik penuh (Moon, 2010). Satelit ini merupakan misi lanjutan dari radarsat-1 yang dirancang untuk menjamin kelangsungan pasokan data radar seperti pemetaan es di laut dan pemantauan wilayah kelautan (Singhroy, 2014). Radarsat-2 mengorbit pada ketinggian 798 km dan mengorbit bumi 14 kali dalam sehari dengan pengulangan siklus 24 hari (Livingstone, 2005). Adapun data yang dimanfaatkan dari citra radarsat-2 ini antara lain adalah data posisi dan ukuran kapal.

Langkah-langkah dalam pembuatan area operasi meliputi filtrasi dan klustering.

2.1 Filtrasi

Laut Natuna tidak hanya digunakan untuk kegiatan illegal fishing

namun juga merupakan jalur perdagangan strategis di semenanjung Melayu sehingga kapal yang tertangkap oleh radarsat-2 dapat tercampur antara kapal penangkap ikan dengan kapal lainnya seperti kapal transport atau kapal tanker. Data ini perlu untuk disaring sebelum digunakan untuk membuat area operasi.

Menurut Kepala Seksi Operasi Pusat Pengendalian I Ditjen Pengawasan SDKP, Adi Wicaksono, kapal ilegal yang beroperasi di Indonesia umumnya berukuran antara 15 m sampai 50 m. Kapal yang lebih besar biasanya adalah kapal tanker atau kapal transportasi sehingga dapat disusun batasan kapal seperti yang ditunjukkan pada persamaan (2-3).

Data yang telah terfiltrasi ditunjukkan pada Gambar 2-2.

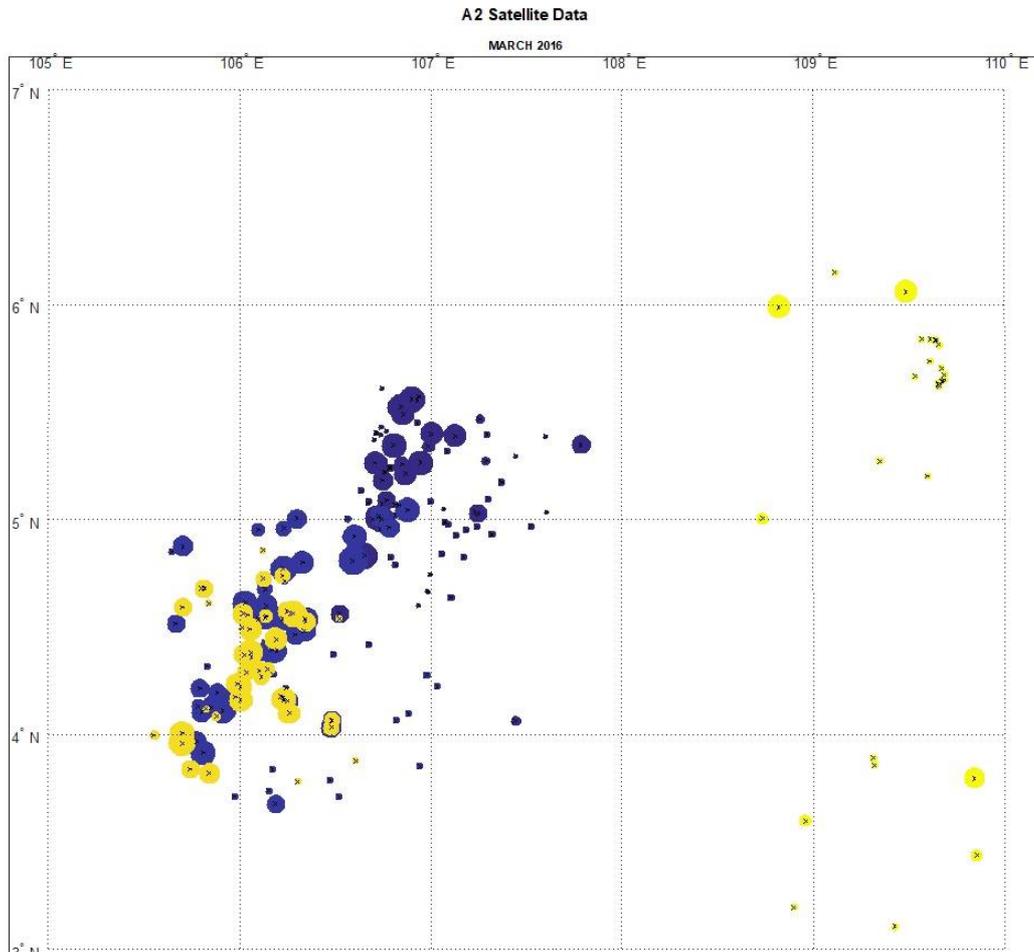
$$3^{\circ} \text{ LU} < Y < 7^{\circ} \text{ LU} \quad (2-1)$$

$$105^{\circ} \text{ BT} < X < 110^{\circ} \text{ BT} \quad (2-2)$$

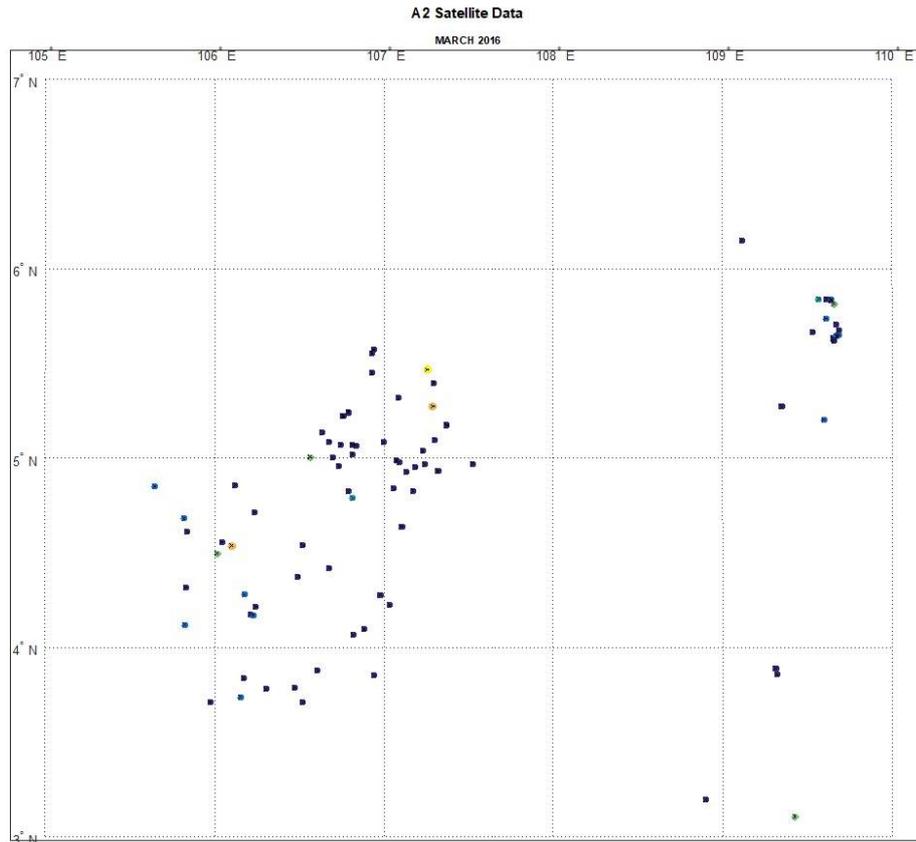
$$15 \text{ m} < L < 50 \text{ m} \quad (2-3)$$

Pada formula diatas Y adalah derajat posisi lintang kapal, X adalah derajat posisi bujur kapal dan L adalah panjang kapal dalam meter.

Pada Gambar 2-1 dan 2-2 di atas perbedaan warna menunjukkan perbedaan waktu pengambilan data sedangkan ukuran lingkaran melambangkan ukuran kapal.



Gambar 2-1: Data posisi kapal dari radarsat-2 selama bulan Maret 2016



Gambar 2-2: Data kapal dari radarsat-2 setelah filtrasi

2.2 Klustering

Klustering adalah proses pengelompokan suatu kelompok set objek sedemikian sehingga objek dalam kelompok yang sama cenderung memiliki identitas atau parameter yang serupa daripada objek dari kelompok yang lain. Di paper ini, metode klustering digunakan untuk mengelompokkan suatu set kapal dengan jarak yang relatif dekat satu sama lain untuk membentuk suatu area operasi. Area operasi berbentuk lingkaran dan didefinisikan dengan radius dan lokasi titik tengahnya yang disebut dengan basis operasi. Basis operasi adalah posisi yang direkomendasikan sebagai tempat kapal pembawa bersiaga.

Teknik klustering yang digunakan di paper ini berdasar pada teknik K-means klustering, namun teknik tersebut dimodifikasi sehingga jumlah kluster yang dihasilkan tidak tetap. Sebagai gantinya digunakan parameter

radius untuk membatasi ukuran kluster. Setiap member yang berada diluar radius yang ditentukan akan dikeluarkan dari kelompok kluster dan dipaksa untuk membentuk kluster baru. Hal ini akan menyebabkan setiap kluster memiliki radius yang sama.

2.2.1 K-means klustering

K-means klustering adalah metode klustering berbasis centroid. Metode ini sangat populer karena kemudahan dan kesederhanaan implementasi, skalabilitas, kecepatan konvergensi dan kemampuan beradaptasi terhadap data yang tersebar (Oyelade, 2010).

Pada metode ini setiap kluster direpresentasikan oleh sebuah vektor pusat, yang belum tentu termasuk sebagai anggota set data. Sebagian besar tipe algoritma K-means membutuhkan jumlah kluster – k – untuk dispesifikasi terlebih dahulu. Hal ini dianggap sebagai

salah satu kekurangan terbesar dari algoritma ini. Sifat lain dari metode klustering ini adalah algoritma yang digunakan cenderung untuk membuat kluster memiliki ukuran yang sama dikarenakan setiap objek ditarik oleh centroid terdekat. Dengan kata lain algoritma yang dipakai mengoptimalkan pusat kluster, bukan batas kluster, sehingga perpotongan batas kluster menjadi pertimbangan sekunder. Beberapa algoritma klustering telah diajukan dalam literatur: ISODATA (Memarsadeghi, 2007), CLARA (Saket, 2016) dan ECLARANS (Vijayarani, 2011).

Apabila diberikan set data sejumlah n titik data x_1, x_2, \dots, x_n sedemikian sehingga setiap titik data masuk dalam \mathbf{R}^d , permasalahan menemukan klustering dengan varian minimum dari set data kedalam cluster k adalah menemukan titik k $\{m_j\}$ ($j=1,2, \dots, k$) dalam \mathbf{R}^d sedemikian sehingga:

$$\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n [\min_j d^2(x_i, m_j)] \quad (2-4)$$

diminimalkan, dimana $d(x_i, m_j)$ menyatakan jarak Euclidean antara x_i dan m_j . Titik $\{m_j\}$ ($j=1,2, \dots,k$) adalah titik centroid kluster. Secara umum algoritma K-means klustering adalah sebagai berikut

1. Spesifikasi jumlah kluster K yang diinginkan
2. Distribusikan tiap titik data ke kluster secara random
3. Hitung centroid tiap kluster
4. Distribusi ulang tiap titik pada kluster dengan centroid terdekat
5. Hitung ulang centroid tiap kluster
6. Ulangi langkah 4 and 5 sampai perbaikan tidak lagi dimungkinkan.

Ketika sudah tidak ada pergantian titik data antara dua kluster atau dua perulangan berurutan, ini akan

menandai penghentian algoritma jika tidak disebutkan secara eksplisit.

2.2.2 Modifikasi K-Means Klustering

K-Means klustering tidak memperhatikan ukuran kluster, sedangkan di paper ini area operasi dibatasi oleh radius. Munculnya batas ini adalah sebagai konsekuensi akibat kemampuan UAV yang terbatas, terutama dari segi telemetri dan daya tahan terbang.

Jumlah kluster dalam metode K-means biasanya telah ditetapkan sebagai parameter awal, sedangkan di paper ini jumlah kluster akan menjadi output sehingga tidak dapat ditetapkan. Idenya adalah agar kluster yang berukuran lebih besar dari parameter yang telah diberikan untuk membuang set objek yang berjarak melebihi batas parameter. Objek tersebut kemudian diseleksi untuk membuat kluster baru. Apabila ini tidak dilakukan maka objek yang telah dikeluarkan akan masuk ke kluster yang telah ditempati sebelumnya dan mengalami perulangan tak berujung. Algoritma kemudian diulang sehingga semua objek berada di dalam radius kluster yang diikuti. Modifikasi algoritma untuk K-means klustering diberikan sebagai berikut:

1. Cari kandidat kluster
2. Jika kandidat kluster ditemukan, pilih kandidat dengan anggota terbanyak sebagai kluster baru
3. Hitung centroid tiap kluster
4. Distribusi ulang tiap titik pada kluster dengan centroid terdekat
5. Hitung ulang centroid tiap kluster
6. Ulangi langkah 1 and 5 sampai perbaikan tidak lagi dimungkinkan.

3 HASIL PEMBAHASAN

Untuk menguji model yang telah dibuat, dilakukan simulasi. Pada simulasi awal ditunjukkan perbandingan

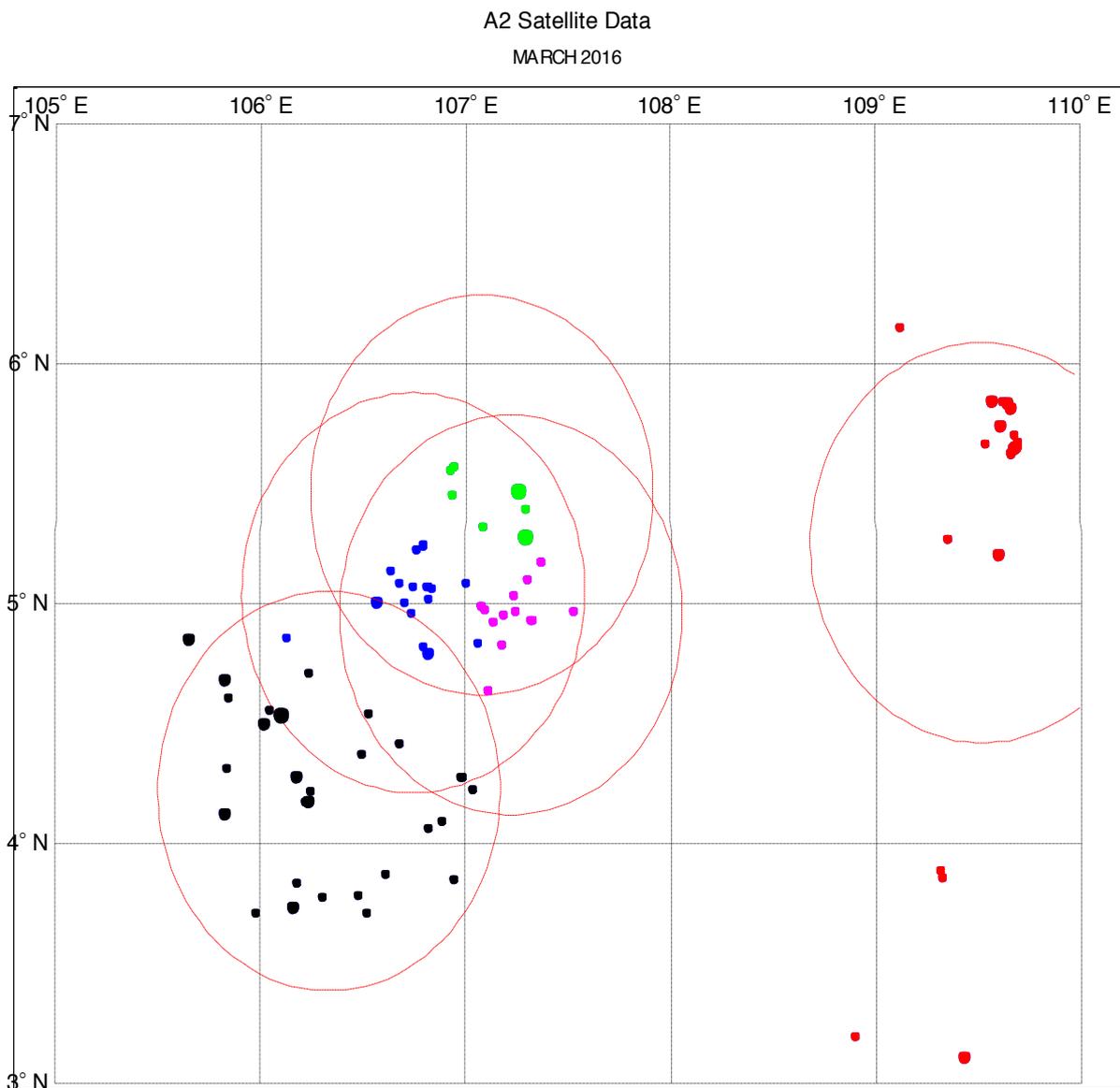
hasil dari metode k-means klustering yang belum dimodifikasi dan setelah dilakukan modifikasi.

Input simulasi adalah posisi kapal dalam lintang dan bujur. Hasilnya ditunjukkan pada Gambar 3-1a dan 3-1b.

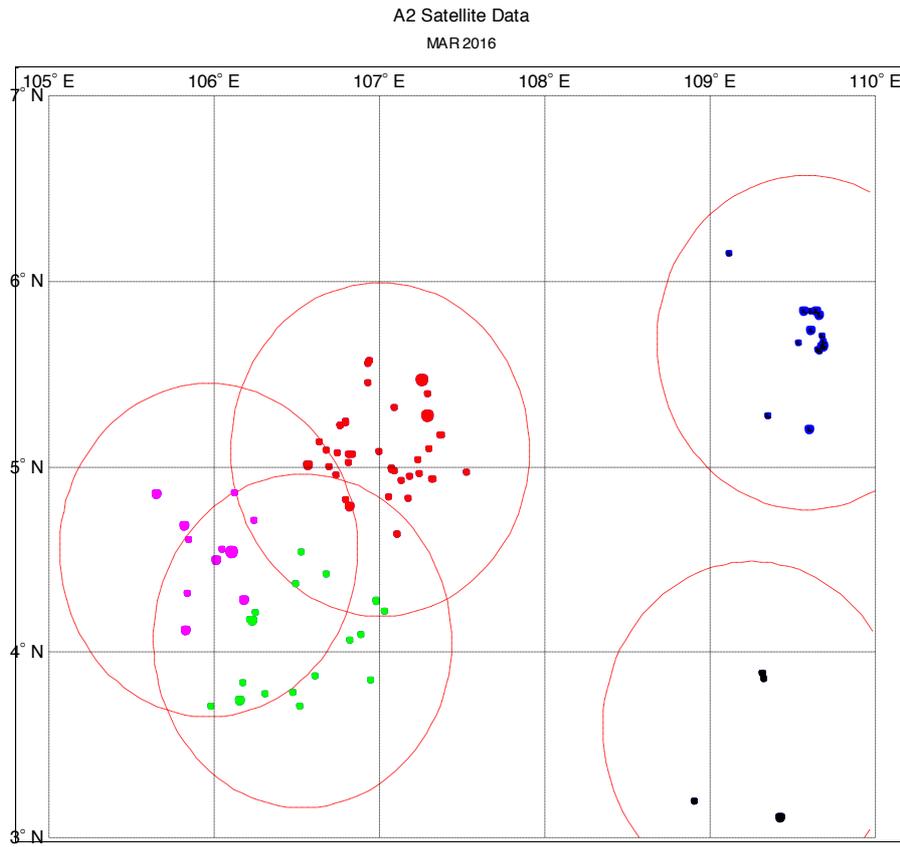
Simulasi kemudian dilanjutkan dengan memvariasikan radius operasi. Hal ini dilakukan untuk menentukan

jumlah area operasi yang diperlukan untuk radius area operasi tertentu. Hasilnya ditunjukkan pada Gambar 3-2, 3-3 dan 3-4.

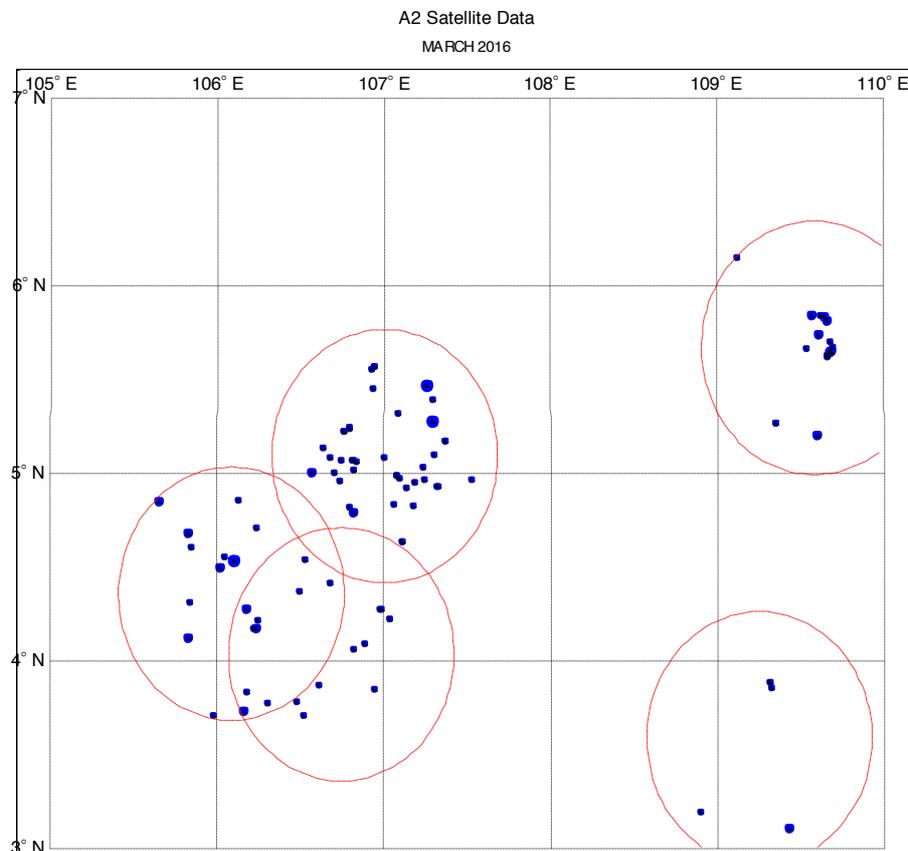
Dari simulasi yang telah dilakukan dapat dibuat grafik hubungan antara radius area operasi dengan jumlah area operasi yang diperlukan. Ini ditunjukkan pada Gambar 3-5.



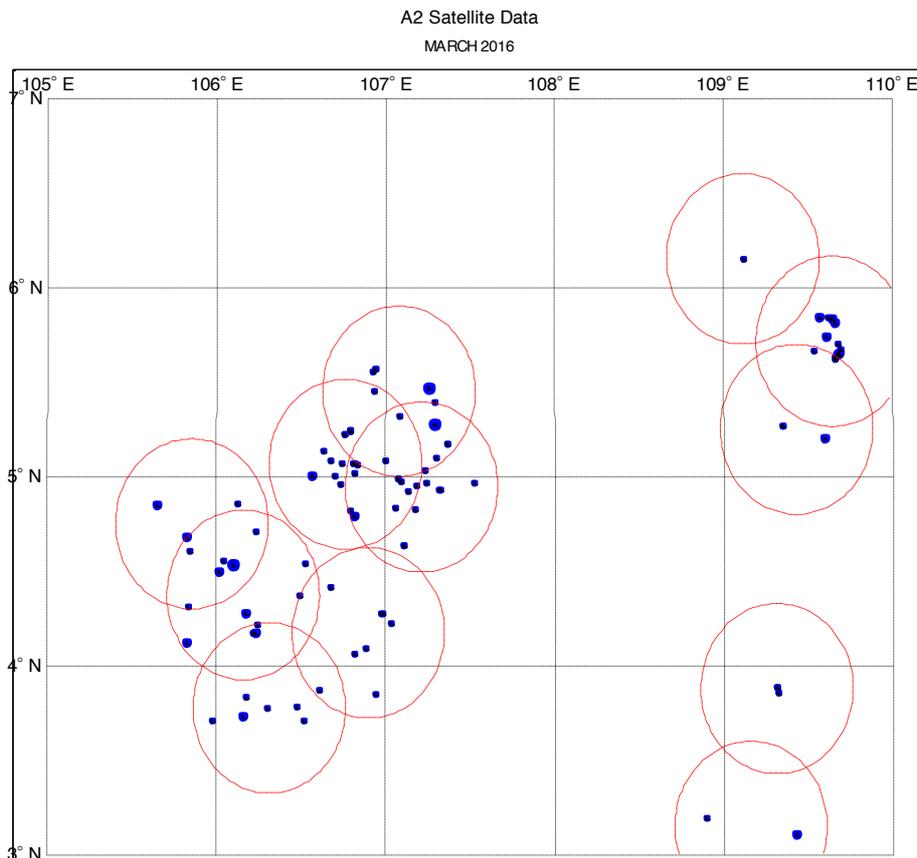
Gambar 3-1a: Area Operasi dengan metode k-means clustering untuk radius operasi 100 km



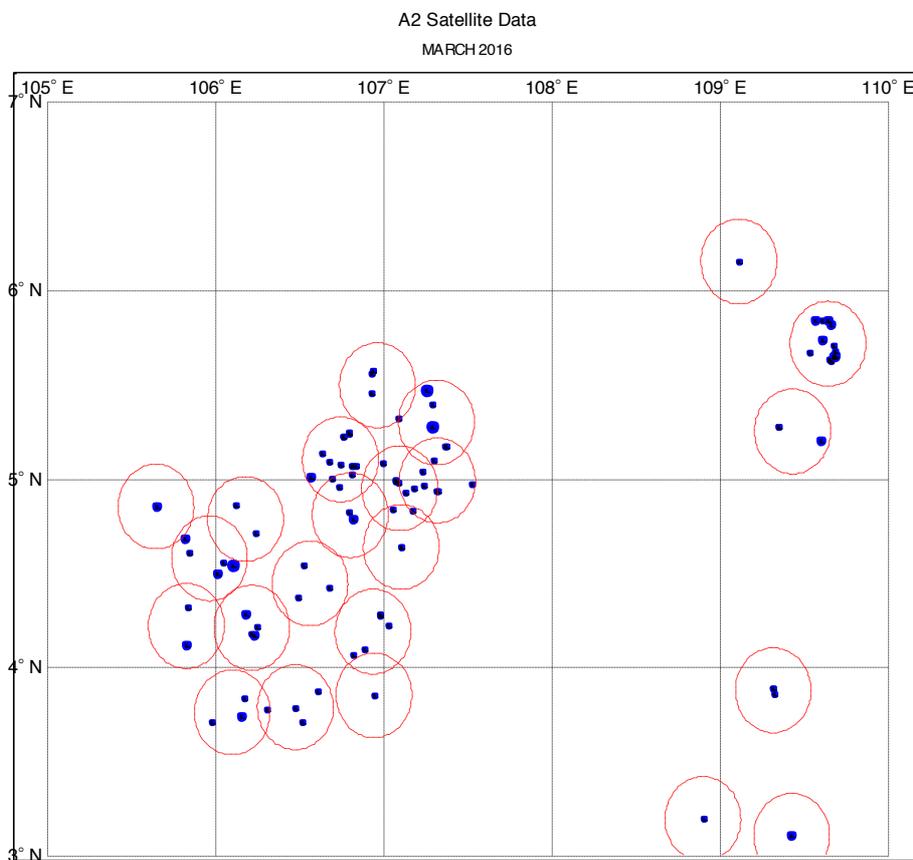
Gambar 3-1b: Area Operasi dengan metode k-means clustering termodifikasi untuk radius operasi 100 km



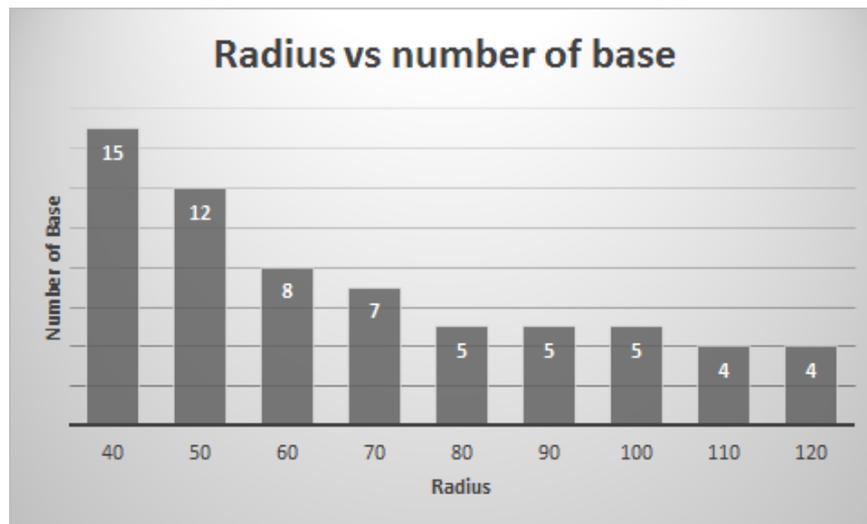
Gambar 3-2: Area Operasi untuk radius operasi 75 km



Gambar 3-3: Area Operasi untuk radius operasi 50 km



Gambar 3-4: Area Operasi untuk radius operasi 25 km



Gambar 3-5: Hubungan antara radius operasi dengan jumlah basis operasi

Pada Gambar 3-1 dapat kita bandingkan hasil metode k-means clustering yang belum dimodifikasi (Gambar 3-1a) dengan hasil metode k-means clustering setelah dimodifikasi (Gambar (3-1b)). Nampak pada Gambar 3-1a bahwa terdapat objek yang tidak masuk dalam area operasi. Hal ini terjadi karena metode k-means clustering tidak memiliki batas radius sehingga muncul kemungkinan adanya objek diluar area operasi. Pada metode k-means clustering termodifikasi (Gambar (3-1b) hal ini tidak terjadi sama sekali karena objek diluar batas operasi akan secara otomatis membentuk kluster baru. Pada Gambar 3-1a dapat kita lihat pula bahwa area operasi memiliki daerah irisan yang relatif lebih besar daripada pada Gambar 3-1b, ini menunjukkan bahwa metode k-means klustering yang dimodifikasi menempatkan area operasi secara lebih efisien.

Pada Gambar 3-1 sampai 3-4 dapat dilihat bahwa semakin besar radius operasi maka jumlah basis operasi akan berkurang, namun pada radius operasi 75 km dan 100 km ternyata memiliki jumlah basis operasi yang sama. Pada grafik Gambar 3-5 dapat dilihat bahwa penambahan radius menjadi tidak signifikan untuk radius di atas 80 km. Adapun penambahan radius operasi

akan menambah beban operasi (bahan bakar, kemampuan telemetri, dll), sehingga di atas 80 km penambahan radius operasi tidak direkomendasikan.

4 KESIMPULAN

Metode untuk menentukan basis operasi pada pemantauan maritim berbasis wahana terbang tak berawak telah berhasil dirancang.

Basis operasi dapat ditempatkan sedemikian rupa, sehingga dengan jumlah operasi yang minimal, seluruh daerah yang berpotensi kegiatan penangkapan ikan ilegal masih dapat tercakup dalam wilayah operasi tersebut.

Berdasarkan studi yang telah dilakukan, radius operasi optimal yang disarankan untuk wilayah laut Natuna adalah tidak lebih dari 80 km. Untuk radius operasi di atas 80km menjadi tidak efektif karena jumlah basis operasi yang dibutuhkan tidak berkurang secara signifikan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih kepada Gunawan S.P. yang telah membantu penyediaan data dan kepada Tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara.

Riset ini didanai oleh Kementerian Riset, Teknologi, dan Pendidikan Tinggi Republik Indonesia melalui program

Insentif Riset Sistem Inovasi Nasional (Insinas)

DAFTAR RUJUKAN

- Abdul Qodir Jaelani & Udiyo Basuki. (2014). *Illegal Unreported and Unregulated (IUU) Fishing: Upaya Mencegah dan Memberantas Illegal Fishing dalam Membangun Poros Maritim Indonesia*. Jurnal Supremasi Hukum Vol.3, No.1, Yogyakarta: UIN Sunan Kalijaga
- Livingstone, C.E., I. Sikaneta, C. Gierull, S. Chiu, P. Beaulne, (2005). *RADARSAT-2 System and Mode Description*, Meeting Proceedings RTO-MP-SCI-150, Paper 15.
- Memarsadeghi, nargess. (2007). *a Fast Implementation of the ISODATA Clustering Algorithm*. International Journal of Computational Geometry & Applications.
- Moon, Wooil M., Gordon Staples, Duk-jin Kim, Sang-Eun Park, and Kyung-Ae Park, (2010). *RADARSAT-2 and Coastal Applications: Surface Wind, Waterline, and Intertidal Flat Roughness*, Proceedings of the IEEE, Vol. 98, No. 5, May 2010, DOI: 10.1109/JPROC.2010.2043331
- Oyelade, O.J., O.O. Oladipupo, I.C. Obagbuwa, (2010). *Application of k-Means Clustering algorithm for prediction of Students' Academic Performance*, International Journal of Computer Science and Information Security (IJCSIS), Vol. 7, No. 1.
- Saket, Swarndeep, Dr. Sharnil Pandya. (2016). *An Overview of Partitioning Algorithms in Clustering Techniques*. International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET) Vol. 5, Issue 6. ISSN: 2278 – 1232.
- Singhroy, Vern and Francois J. Charbonneau. (2014). *RADARSAT: Science and Applications. La Physique Au Canada/Vol. 70, No. 4*.
- Susi Pudjiastuti. (2016). *Laporan Kinerja Kementerian Kelautan dan Perikanan Tahun 2015*. Kementerian Kelautan dan Perikanan. Jakarta
- Widodo & Moeldoko dalam Tempo.co. *Berapa Biaya Patroli Kapal TNI AL per Hari?*. (2014). <https://nasional.tempo.co/read/630262/berapa-biaya-patroli-kapal-tni-al-per-hari/full&view=ok>. Diakses: 12 September 2018
- Vijayarani, S., S. Nithya. (2011). *An Efficient Clustering Algorithm for Outlier Detection*. International Journal of Computer Applications (0975 – 8887), Vol 32 – No 7.

KOREKSI DATA AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT LAPAN-A2 DAN LAPAN-A3 MENGGUNAKAN METODE INTERPOLASI DAN EKSTRAPOLASI (LAPAN-A2 AND LAPAN-A3 AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) SATELIT DATA CORRECTION USING INTERPOLATION AND EXTRAPOLATION METHODE)

Abdul Karim¹, Rizki Permala, M Mukhayadi, Wahyudi Hasbi

Pusat Teknologi Satelit

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Cagak Satelit KM 04 Rancabungur, Bogor

¹Email: abdul.karim@lapan.go.id

Diterima: 15 November 2018; Direvisi: 12 Januari 2019; Disetujui: 7 Februari 2019

ABSTRACT

Nasional Institute Aeronautics and Space (LAPAN) has two satellites (LAPAN-A2 and LAPAN-A3) that are carry Automatic Identification System (AIS) sensors. It can be use for ship monitoring in Indonesian maritime territory. The altitude of the satellite is about 642 Km and 500 km so it has a wide area covered and therefore may receive big amount of data. The problem is the AIS technology use the Time Division Multiple Access (TDMA) system that has limitations in handling big amount of data simultaneously so that some data received can be damaged due to message collision. Therefore, in this research perform analysis and correction on damaged data using interpolation and extrapolation methods. The results is data correction of about 22,6 % for LAPAN-A2 satellite and 20,8 % for LAPAN-A3 satellite.

Keywords: *AIS, Satellite, LAPAN*

ABSTRAK

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) telah memiliki dua buah satelit (LAPAN-A2 dan LAPAN-A3) yang membawa sensor *Automatic Identification System (AIS)*. Pemanfaatan data AIS berbasis satelit ini sangat berguna bagi pemantauan kapal di wilayah perairan Indonesia. Posisi satelit pada ketinggian sekitar 642 Km dan 500 Km dari permukaan laut menghasilkan cakupan yang luas sehingga dapat menerima banyak data kapal. Permasalahannya adalah teknologi AIS yang menggunakan sistem *Time Division Multiple Access (TDMA)* memiliki keterbatasan dalam menangani data yang besar sehingga beberapa data yang diterima dapat mengalami kerusakan akibat terjadinya *message collision*. Oleh karena itu dalam penelitian ini telah dilakukan analisis serta koreksi atas data yang rusak menggunakan metode interpolasi dan ekstrapolasi. Hasil koreksi atas data yang rusak mencapai 22,6% untuk satelit LAPAN-A2 dan 20,8% untuk satelit LAPAN-A3.

Kata kunci: *AIS, Satelit, LAPAN*

1 PENDAHULUAN

LAPAN telah memiliki dua buah satelit yang membawa sensor AIS (*Automatic Identification System*). Satelit LAPAN-A2 dengan orbit ekuatorial dan LAPAN-A3 dengan orbit polar. Pemanfaatan data AIS berbasis satelit ini sangat berguna bagi pemantauan wilayah perairan Indonesia yang merupakan negara kepulauan terbesar di dunia. Wilayah teritorial perairan Indonesia sekitar 5,9 juta km² atau 75% dari total wilayah. Luas +/- 1.9 juta km² persegi, terletak pada posisi silang dunia (Benua Asia dan Australia serta Samudra Pasifik dan Hindia. Berbatasan dengan 10 negara dan memiliki 17.503 pulau. Memiliki 3 Alur Laut Kepulauan Indonesia (ALKI) dan 4 Choke Point dunia termasuk Selat Malaka.



Gambar 1-1: Wilayah Indonesia (Isbanadi, 2017)

Kondisi ini memerlukan pemantauan wilayah kelautan yang optimal untuk mencegah hal-hal ilegal yang mungkin terjadi seperti : Illegal logging, Penangkapan ikan ilegal, Perompakan, Pencurian, Kecelakaan, Penyelundupan Obat, Penyelundupan Minyak, Imigran Ilegal, Kebakaran dan lainnya.

Pemantaun yang ideal tentunya memerlukan banyak sensor seperti :VSM, AIS dan Citra baik berbasis terrestrial, pesawat udara maupun satelit.

Dalam tulisan ini akan dibahas analisis dan koreksi data AIS Satelit

LAPAN menggunakan metode interpolasi dan ekstrapolasi.



Gambar 1-2: Sistem Pemantauan Terpadu di Ditjen PSDKP Kementerian Kelautan dan Perikanan. (Goenaryo, 2017)

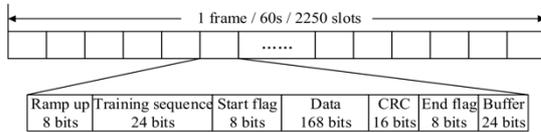
2 METODOLOGI

AIS merupakan sistem auto tracking yang digunakan pada kapal dan *vessel traffic services* (VTS) untuk mengidentifikasi dan melacak posisi kapal dengan cara melakukan pertukaran data secara elektronik dengan kapal lain yang berdekatan, AIS *base station*, dan satelit. AIS memudahkan kapal dalam bernavigasi dan memungkinkan pihak berwenang untuk melakukan pelacakan ataupun pemantauan posisi dan gerakan kapal.

Sistem AIS merupakan alat bantu yang sangat berguna dalam monitoring kapal laut terutama untuk keamanan di laut dan masih terus dikembangkan hingga saat ini. (Stupak, 2014). Penggunaan yang tepat dapat menambah kontribusi untuk keamanan penumpang, *crew* maupun muatan kapal tersebut dari hal-hal yang merugikan.

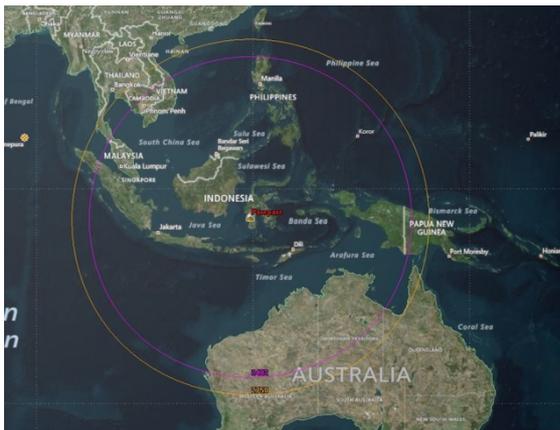
Teknologi AIS yang berkembang saat ini, informasi maritime ditransmisikan menggunakan frekuensi Very High Frequency (VHF). Secara khusus menggunakan frekuensi 161,975 dan 162,025 MHz yang telah ditetapkan untuk keperluan maritime. (ITU, 2012). Kedua saluran tersebut diatur melalui

slot waktu yang dapat dipakai bersama menggunakan sistem TDMA. Masing-masing kanal memiliki 2250 slot per menit seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Struktur sinyal AIS. (Qing, 2015)

Dengan demikian dari sisi receiver dapat menerima Informasi data yang berkisar 2000 report per menit. (Stupak, 2014). Informasi tersebut berisi antara lain : bujur (*longitude*), lintang (*latitude*), kecepatan (*Speed Over Ground (SOG)*), arah (*Course Over Ground (COG)*), identitas (*Maritime Mobile Service Identity (MMSI)*), waktu (*Base Data Time*), tipe (*Vessel Type*), dimensi (*Vessel Dimension*), *Rate of Turn*, status (*Navigation Status*), dan *Heading*. Informasi yang paling banyak digunakan dalam mempelajari dan memprediksi trayektori kapal laut adalah : *longitude*, *latitude*, *SOG*, *COG*, *MMSI* dan, *base date time*. (Shangbo, 2016)



Gambar 2-2: Ilustrasi cakupan data AIS melalui satelit LAPAN.

Satelit LAPAN-A2 yang mengorbit pada ketinggian sekitar 642 km memberikan keuntungan cakupan yang lebih luas seperti ditunjukkan dalam Gambar 2-2. Dengan inklinasi orbit 6

derajat mengakibatkan satelit LAPAN-A2 melintas di sekitar ekuator melewati wilayah Indonesia setiap 100 menit. Sedangkan satelit LAPAN-A3 dengan ketinggian yang lebih rendah sekitar 500 km menghasilkan cakupan yang lebih kecil.

Salah satu masalah fundamental dalam system transmisi AIS adalah masalah gap dalam transmisi. Secara mendasar Gap terjadi dikarenakan oleh :

- Saturasi pada lokasi dengan kapasitas kapal yang tinggi.
- Kualitas transmisi yang dihasilkan kapal belum cukup baik
- Kesengajaan dalam menonaktifkan penggunaan AIS. (Jessica, 2018)

Analisa yang dilakukan adalah dengan cara mengambil sampel data dari satelit kemudian dilakukan koreksi pada data yang terindikasi mengalami kerusakan dengan metode interpolasi atau ekstrapolasi sehingga ada peluang untuk diperbaiki.

2.1 Lokasi dan Data

Data yang digunakan dalam penelitian ini adalah data di wilayah Indonesia yang diambil melalui Satelit LAPAN-A2 dan satelit LAPAN-A3 dengan sampel data selama satu tahun mulai November 2017 sampai dengan Oktober 2018. Adapun standar data yang digunakan adalah standar ITU-REC-M.1371-5-201402-I.

2.2 Metode Koreksi Data

Data AIS yang di-download dari satelit LAPAN akan melalui proses *decoding* untuk menghasilkan data AIS standar yang sesuai dengan ITU-REC-M.1371-5-201402-I. Pada proses *decode* dipisahkan antara data yang valid dan data yang tidak valid berdasarkan CRC (*cyclic redundancy check*). Data yang valid bisa langsung dimasukkan ke dalam

database sementara data yang belum valid akan mengalami koreksi ulang agar masih bisa dimanfaatkan. Proses klasifikasi dan koreksi data dalam diagram alir algoritma koreksi data AIS sebagaimana ditunjukkan Gambar 2-3.

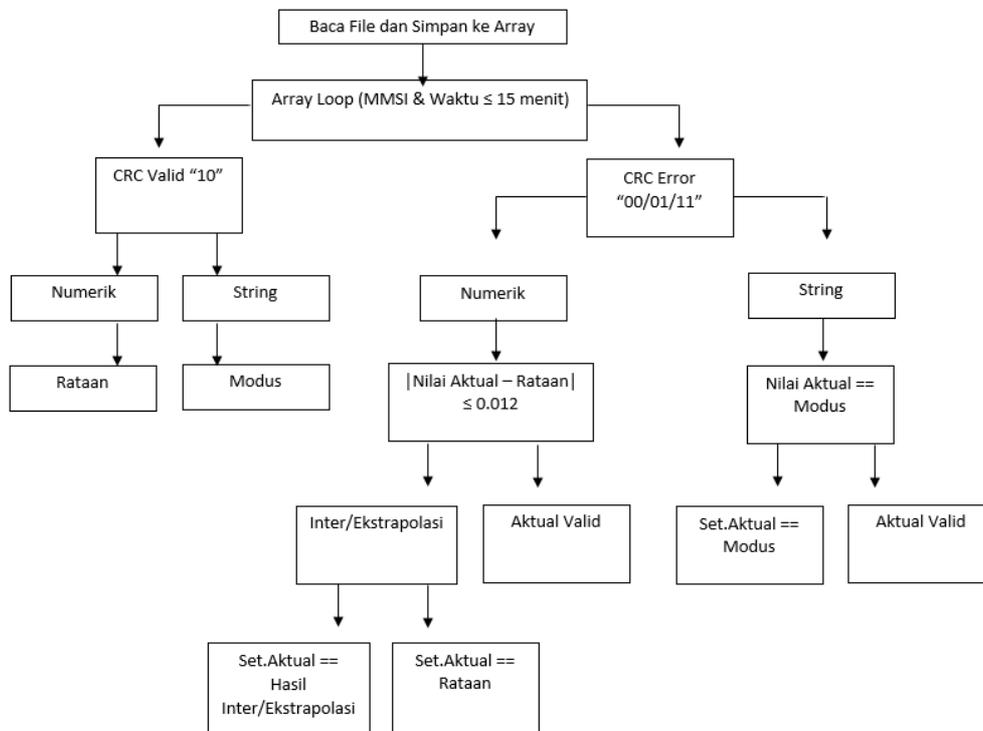
CRC Flag :

1. "10" : uplink true, downlink true - valid based on up/down-link CRC.
2. "00" : uplink false, downlink true - untuk dikoreksi.
3. "11" : uplink true, downlink false - untuk dikoreksi.
4. "01" : uplink false, downlink false - untuk dikoreksi.

Diasumsikan bahwa semua data "10" dianggap benar, untuk menjadi patokan (terutama waktu dan MMSI). Kemudian data yang dianalisa loop per 15 menit (estimasi 1 pass). Berikut langkah-langkah yang dilakukan untuk koreksi data:

1. baca semua file.

2. berdasarkan '10' && waktu $Data_X - Data_0 \leq 15\text{menit}$ (estimasi 1 pass), hitung rataan untuk ROT, COG, LONG-LAT, SOG, HDG.
3. untuk '00/11/01' && waktu $Data_X - Data_0 \leq 15\text{menit}$, cek tiap nilai aktual (absolut) ROT, COG, SOG, HDG dibandingkan dengan rataan. untuk ROT, COG(≥ 10.0), SOG(≥ 1.0), HDG(≥ 5.0) kalau "YA", jadikan nilai rataan sbg nilai baru. selain itu, abaikan.
4. untuk '00/11/01' && waktu $Data_X - Data_0 \leq 15\text{menit}$, cek tiap nilai aktual (absolut) LONG-LAT dibandingkan dengan rataan. untuk LONG-LAT(≥ 0.012) kalau "YA", lakukan interpolasi atau ekstrapolasi, hasil tsb sbg nilai baru. selain itu, abaikan.
5. Simpan data jika jumlah "10" ≥ 1 ATAU Counter10 \geq CounterLain.

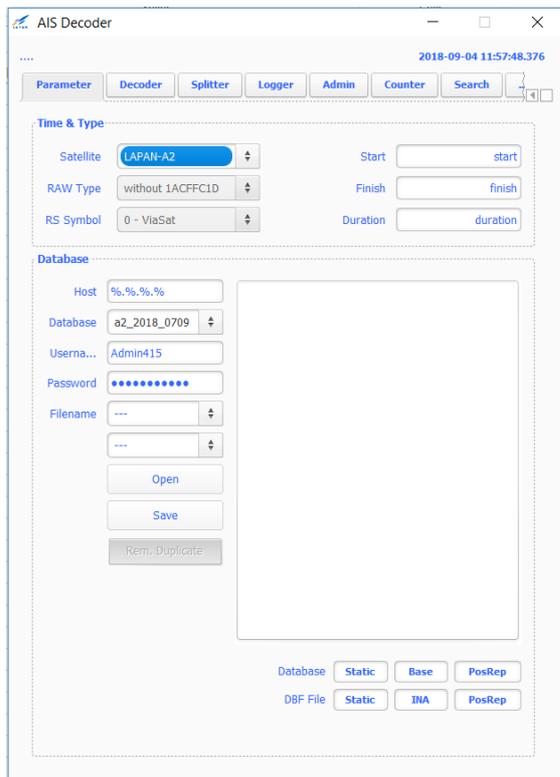


Gambar 2-3 : Diagram Alir Algoritma Koreksi Data AIS

Proses interpolasi/ekstrapolasi, dibutuhkan minimal dua data valid dari satu dataset yang mungkin berisi lebih dari dua data *error*. Interpolasi dilakukan jika data yang akan dikoreksi berada di tengah-tengah data valid dari suatu dataset. Sedangkan ekstrapolasi dilakukan jika data yang akan dikoreksi berada di awal atau di ujung data valid dari suatu data set. (Chapra, 2015).

3 HASIL PEMBAHASAN

Untuk menganalisis data tersebut telah dirancang sebuah aplikasi sesuai dengan diagram alir dalam Gambar 2-3. Adapun aplikasi tersebut dapat dilihat dalam Gambar 3-1.



Gambar 3-1 : Aplikasi Koreksi data AIS

Data yang digunakan sebagai sampel adalah data rata-rata perbulan dalam yang diambil setiap hari selama periode bulan November 2017 sampai dengan Oktober 2018. Hasil dapat dilihat dalam Tabel 3-1 dan Tabel 3-2.

Tabel 3-1: Rata-rata penerimaan data AIS satelit LAPAN-A2 beserta data yang mengalami kerusakan pada periode November 2017-Oktober 2018

Bulan	Rata-rata Data	Data Error
November	1953459	1060896
Desember	2066332	1069232
Januari	1440587	777428
Februari	1782691	1004076
Maret	1868129	1015985
April	2003991	1086412
Mei	1844996	1015012
Juni	1881072	1018378
Juli	2076465	1129496
Agustus	1975107	1091758
September	1936120	1081273
Oktober	1831131	1009286
Total	1730868	1029936

$$\begin{aligned} \%DE_{A2} &= DE_{A2}/RD_{A2} \\ &= 1029936/1730868 \\ &= 59,5 \% \end{aligned}$$

Dimana :

RD_{A2} : Rata-rata data

DE_{A2} : Data error

$\%DE_{A2}$: Persentase Data Error

Tabel 3-2: Rata-rata penerimaan data AIS satelit LAPAN-A3 beserta data yang mengalami kerusakan pada periode November 2017-Oktober 2018

Bulan	Rata-rata Data	Data Error
November	1006753	556923
Desember	1004310	556412
Januari	1008504	551898
Februari	1002634	560687
Maret	1008580	567367
April	1004964	559214
Mei	1000247	556518
Juni	1034729	579488
Juli	1014262	581464
Agustus	1012135	577410
September	1002685	563402
Oktober	1013929	580745
Total	1009477	565960

$$\begin{aligned} \%DE_{A3} &= DE_{A3}/RD_{A3} \\ &= 1009477/565960 \\ &= 56,1 \% \end{aligned}$$

Dimana :

RD_{A3} : Rata-rata data

DE_{A3} : Data error

$\%DE_{A3}$: Persentase Data Error

Tabel 3-3: Hasil koreksi Data AIS satelit LAPAN-A2

Bulan	CRC	Data Asli	Data Koreksi	%
November	00	1053240	417076	39,6
	01	4310	1689	39,2
	11	3346	2847	85,1
	10	778615	0	0
	Jum	1953459	421612	21,6
Desember	00	1063502	491265	46,2
	01	3084	1446	46,9
	11	2646	2391	90,4
	10	997100	0	0
	Jum	2066332	495102	23,9
Januari	00	753315	323629	42,9
	01	14710	5312	36,1
	11	9403	7534	80,1
	10	663159	0	0
	Jum	1440587	336475	23,3
Februari	00	990191	421700	42,5
	01	8637	2663	30,8
	11	5248	3860	73,5
	10	778615	0	0
	Jum	1782691	428223	24,0
Maret	00	999517	355976	35,6
	01	9703	3129	32,2
	11	6765	5038	74,4
	10	852144	0	0
	Jum	1868129	364143	19,5
April	00	1067687	464878	43,5
	01	10552	4490	42,5
	11	8173	6987	85,4
	10	917579	0	0
	Jum	2003991	476355	23,7
Mei	00	983028	422994	43,0
	01	18504	7713	41,6
	11	13480	11520	85,4
	10	829984	0	0
	Jum	1844996	442227	23,9

Juni	00	993102	392174	39,4
	01	14543	4862	33,4
	11	10733	8297	77,3
	10	862694	0	0
	Jum	1881072	405333	21,5
Juli	00	1091657	435318	39,8
	01	21817	6997	32,0
	11	16022	12009	74,9
	10	946969	0	0
	Jum	2076465	454324	21,8
Agustus	00	1061765	460924	43,4
	01	17559	6844	38,9
	11	12434	10266	82,5
	10	883349	0	0
	Jum	1975107	478034	24,4
September	00	1041916	403103	38,6
	01	23089	7525	32,5
	11	16268	12544	77,1
	10	854847	0	0
	Jum	1936120	423172	21,8
Oktober	00	990840	388673	39,2
	01	10646	3543	33,2
	11	7800	5940	76,1
	10	821845	0	0
	Jum	1831131	398156	21,7

$$RKD_{A2} = \sum \frac{Nv+Ja+Cb+Mr+Ap+Jn+Jl+Ag+Sp+Ok}{12} = \frac{\sum 21,5+23,9+23,3+24+19,4+23,7+23,9+21,5+21,8+24,2+21,8+21,7}{12}$$

$$RKD_{A2} = 22,6 \%$$

Dimana :

RKD_{A2} : Nilai rata-rata koreksi data

Tabel 3-4: Hasil koreksi Data AIS satelit LAPAN-A3

Bulan	CRC	Data Asli	Data Koreksi	%
November	00	555720	204635	36,8
	01	670	235	35,1
	11	533	464	87,0
	10	449830	0	0
	Jum	1006753	205334	20,4
Desember	00	555186	236340	42,5
	01	724	288	39,7
	11	502	461	91,8
	10	447898	0	0
	Jum	1004310	237089	23,6

Januari	00	550683	210157	38,1
	01	686	248	36,1
	11	529	480	90,7
	10	456606	0	0
	Jum	1008504	210885	20,9
Februari	00	559395	211169	37,7
	01	765	262	34,2
	11	527	448	85,0
	10	441947	0	0
	Jum	1002634	211879	21,1
Maret	00	566073	192397	33,9
	01	771	245	31,7
	11	523	432	82,6
	10	441213	0	0
	Jum	1008580	193074	19,1
April	00	557913	231383	41,4
	01	746	303	40,6
	11	555	516	92,9
	10	445750	0	0
	Jum	1004964	232202	23,1
Mei	00	555947	193429	34,8
	01	404	116	28,7
	11	167	119	71,2
	10	443729	0	0
	Jum	1000247	193664	19,3
Juni	00	578839	211245	36,5
	01	441	125	28,3
	11	208	161	77,4
	10	455241	0	0
	Jum	1034729	211531	20,4
Juli	00	580886	205059	35,3
	01	435	124	28,5
	11	143	125	87,4
	10	432798	0	0
	Jum	1014262	205308	20,2
Agustus	00	576886	207439	35,9
	01	387	115	29,7
	11	137	120	87,6
	10	434725	0	0
	Jum	1012135	207674	20,5
September	00	562828	204391	36,3
	01	396	119	30,0
	11	178	155	87,1
	10	439283	0	0
	Jum	1002685	204665	20,4
Oktober	00	580218	209400	36,1
	01	388	121	31,2

11	139	117	84,2
10	433184	0	0
Jum	1013929	209638	20,6

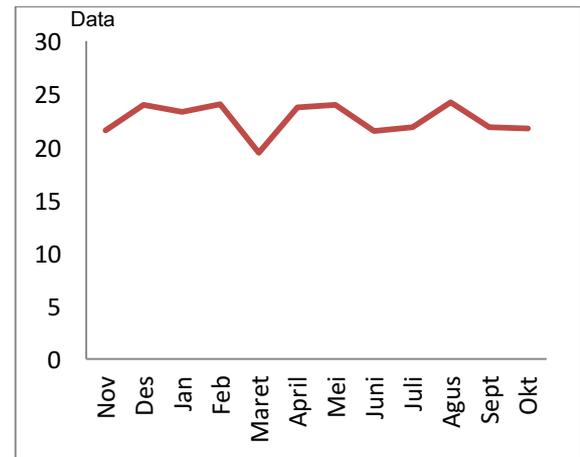
$$RKD_{A3} = \frac{\sum (Nv + Ja + Fb + Mr + Ap + Jn + Jl + Ag + Sp + Ok)}{12}$$

$$= \frac{20,4 + 23,6 + 20,9 + 21,1 + 19,1 + 23,1 + 19,3 + 20,4 + 20,2 + 20,5 + 20,4 + 20,6}{12}$$

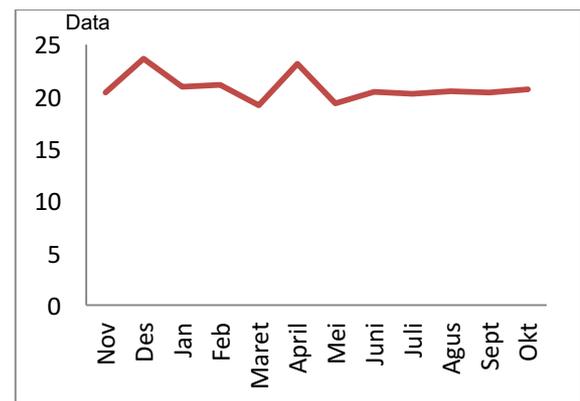
$$RKD_{A3} = 20,8 \%$$

Dimana :

RKD_{A3} : Nilai rata-rata koreksi data

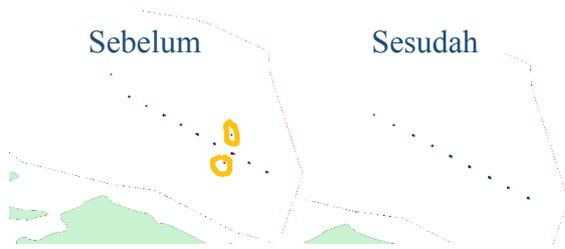


Gambar 3-2 : Presentase hasil koreksi data AIS Satelit LAPAN-A2 periode November 2017 – Oktober 2018



Gambar 3-3 : Presentase hasil koreksi data AIS Satelit LAPAN-A3 periode November 2017-Oktober 2018

Adapun contoh penggunaan koreksi dapat dilihat dalam Gambar 3-3, dimana terdapat pergeseran trajektori pergerakan disekitar daerah utara Pulau Papua.



Gambar 3-4 : Contoh hasil koreksi data trajektori Kapal

Berdasarkan data AIS yang diterima maka dapat diketahui Kapal tersebut bernama Cape Vanya milik negara Cyprus. Spesifikasi Kapal ditunjukkan dalam Gambar 3-4.



Gambar 3-5 : Cave Vanya (Marine Traffic, 2018)

4 KESIMPULAN

Data AIS yang diterima oleh Satelit LAPAN-A2 rata-rata perhari pada periode November 2017 sampai dengan Oktober 2018 adalah sejumlah 1.730.868 data. Sedangkan data Satelit LAPAN-A3 rata-rata 1.009.477 data. Kerusakan data yang terjadi sebesar 59,5% untuk Satelit LAPAN-A2 dan 56,1% Satelit LAPAN-A3.

Koreksi data yang berhasil divalidasi menggunakan metode interpolasi dan ekstrapolasi mencapai 22,6% untuk Satelit LAPAN-A2 dan 20,8% untuk Satelit LAPAN-A3.

UCAPAN TERIMAKASIH

Terimakasih penulis tujuan kepada Kementerian Riset & Teknologi dan Pendidikan Tinggi melalui program Insentif Riset Sistem Inovasi Nasional

Serta kepada pihak-pihak yang membantu penulis baik penyediaan data, pengerjaan data, serta Tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara.

DAFTAR RUJUKAN

- Goenaryo., (2017). *Kebutuhan dan Pemanfaatan Data AIS dalam Pengawasan SDKP* presented at Focus Group Discussion Pemanfaatan Hasil Litbang dan Fasilitas Teknologi Satelit 2017.
- International Telecommunications Union (ITU)., (2012). *Interim Solutions for Improved Efficiency in the Use of the Band 156–174 Mhz by Stations in the Maritime Mobile Service*; International Telecommunications Union: Budapest, Hungary.
- Isbandi Andrianto., (2017). *Kebutuhan Satelit Untuk Monitoring Keamanan Laut Di Perairan Indonesia* presented at Focus Group Discussion Pemanfaatan Hasil Litbang dan Fasilitas Teknologi Satelit 2017.
- Jessica H.Ford., David Peel., David Kroodsma., Britta Denise Hardesty., Uwe Rosebrock., Chris Wilcox., (2018), *Detecting suspicious activities at sea based on Anomalies in Automatic Identification Systems transmissions*, Journal Public Library of Science (PLOS).
- Marine Traffic, *Cave Vanya*. https://www.marinetraffic.com/en/ais/details/ships/shipid:371722/mmsi:209256000/imo:9182710/vessel:CAPE_VANYA diunduh: 30 Oktober 2018.
- Qing Hu., Yi Jiang., Jingbo Zhang., Xiaowen Sun., Shufang Zhang., (2015), *Development of an Automatic Identification System Autonomous Positioning System*, Journal Sensors.
- R. Bosnjak., (2012), *Automatic Identification System in maritime Traffic in error analysis*. Journal of Transactions on Maritime Science (ToMS) Vol.1 No.2, 77-84.
- S.C.Chapra., R. P.Canale., (2015). *Numerical Methods for Engineers, Seventh Edition*. Publication of McGraw-Hill Education, ISBN : 978-0-07-339792-4.
- Shangbo Mao., Enmei Tu., Guanghao Zhang., Lily Rachmawati., Eshan Rajabally., (2016). *An Automatic Identification System (AIS) Database for Maritime Trajectory Prediction and Data Mining*, Proceedings of Extreme

Learning Machines-2016, Desember 2016,
ISBN 978-3-319-57420-2.

T. Stupak., (2014). *Influence of Automatic
Identification System on Safety of Navigation*

*at Sea, Journal of Marine Navigation and
Safety of Sea Transportation Vol. 8 No. 3,
337-341.*

**STIFFNESS EVALUATION OF LAPAN-A5/CHIBASAT DEPLOYABLE
SOLAR PANEL COMPOSITE PLATE USING SIMPLIFIED FINITE
ELEMENT MODEL
(EVALUASI KEKAKUAN PLAT KOMPOSIT PANEL SURYA LAPAN-
A5/CHIBASAT YANG DAPAT DIBENTANGKAN MENGGUNAKAN
MODEL ELEMEN HINGGA YANG DISEDERHANAKAN)**

Robertus Heru Triharjjanto¹, Poki Agung Budiantoro
Satellite Technology Center
National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN)
Jl. Cagak Satelit km. 0,4 Rancabungur, Bogor, Indonesia
¹e-mail: robertus.heru@lapan.go.id

Diterima: 19 November 2018; Direvisi: 7 Januari 2019; Disetujui: 7 Februari 2019

ABSTRACT

LAPAN-A5/ChibaSat, that will carry synthetic aperture radar payload, requires a lot more power generation capacity, compared to its predecessor. Therefore, its solar panel will be deployed in orbit to ensure maximum sun exposure. Since the deployable system requires solar panel plate that lightweight, strong and stiff, honeycomb composite material is selected. The selection of such material requires special treatment in the satellite structural stiffness calculation. Typical finite element model for such case is 3-layers model, which each layer is individually modeled and therefore used large number of elements. The objective of the research is to find stiffness model of the composite plate that used less number of elements or simplified, while not losing computational accuracy. The modeling used commercial finite element software, and the simplified honeycomb model is validated using standard plate stiffness problem. After model validation, the boundary condition as in the LAPAN-A5/ChibaSat deployable system is imposed. The result shows that the stiffness of the deployable solar panel plate has met the launch requirement of PSLV's auxiliary payload. Therefore, the design model can be used in the development of LAPAN-A5/ChibaSat.

Keywords: *finite element model, deployable solar panel, LAPAN-A5/ChibaSat, honeycomb*

ABSTRAK

Satelit LAPAN-A5/ChibaSat, yang akan mempunyai muatan synthetic aperture radar, memerlukan kapasitas daya listrik yang lebih besar dibandingkan satelit-satelit LAPAN pendahulunya. Sehingga panel suryanya akan dibentangkan saat di orbit untuk memaksimalkan paparan sinar matahari. Bahan komposit honeycomb dipilih sebagai plat pembentang panel surya, karena harus ringan, kuat dan kaku. Pemilihan bahan yang khusus tersebut memerlukan perlakuan khusus saat perhitungan kekakuan struktur satelit. Pemodelan elemen hingga yang umum bagi kasus tersebut adalah dengan memodel tiap lapis plat, sehingga jumlah lemen menjadi banyak. Tujuan dari penelitian adalah mendapatkan model kekakuan plat komposit panel surya dengan jumlah elemen yang lebih sedikit, atau lebih sederhana. Pemodelan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak elemen hingga, dan model *honeycomb* sederhana divalidasi dengan kasus kekakuan plat standar. Setelah itu, kondisi batas sesuai dengan system pembentang panel surya LAPAN-A5/ChibaSat. Hasil pemodelan menunjukkan bahwa kekakuan plat pembentang panel surya yang didesain telah memenuhi persyaratan peluncuran untuk roket PSLV. Sehingga moda desain tersebut dapat digunakan dalam pengembangan LAPAN-A5/ChibaSat.

Kata kunci: *model elemen hingga, panel surya, LAPAN-A5/ChibaSat, honeycomb*

1 INTRODUCTION

LAPAN-A5/ChibaSat is a SAR micro-satellite jointly developed by National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN), Indonesia, and Chiba University, Japan. The satellite will perform land cover and ice observation missions. Augmented with automatic identification system (AIS), the satellite will also carry maritime surveillance mission (Triharjanto, 2018). The reference notes that to perform the mission, the satellite needs a deployable parabolic SAR antenna and deployable solar panels as illustrated in figure 1-1. Unlike previous LAPAN's satellites, i.e. LAPAN-A1/TUBSAT, LAPAN-A2/ORARI, and LAPAN-A3/IPB, LAPAN-A5/ChibaSat requires higher power consumption. Therefore, deployable solar panels are needed for higher battery charging capacity.

During launch, the antenna and the solar panel will be folded, as illustrated in figure 1-2, so that the satellite could comply with the auxiliary payload envelope (Triharjanto, 2018). The figure shows that design of deployment mechanism assuming the use of spring-

hinges and release mechanism on the plate containing the solar panel.

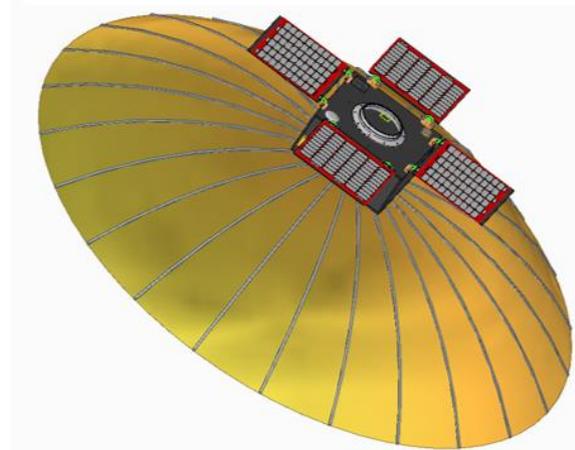


Figure 1-1: In orbit configuration of LAPAN-A5

Structural stiffness analysis, which is measured with natural frequency of the satellite structure is needed to ensure the satellite will not experience any structural failure due to mechanical load during launch. In the development of LAPAN-A1/TUBSAT and LAPAN-A2/ORARI, the structural stiffness analysis of the satellites has been performed using finite element analysis software, and the models are validated by vibration tests (Triharjanto, 2006)

(Huzain, 2013). Similar analysis will be performed for LAPAN-A5. Deployable solar panel, however, required additional structure to support the panel, which does not exist in the body mounted solar panel. The structure will have to be lightweight, strong and stiff, which in this case use honeycomb composite material. The selection of such material requires additional complexity in the satellite structural stiffness calculation

Due to such additional complexity in the satellite design, research is done to support the stiffness modeling effort. The objective of the research is to find simplest stiffness model of the deployable plate, so that later it can be integrated with the total satellite structural model without adding too much complexity. The modeling used commercial finite element software, and the simplified honeycomb model is validated using standard plate stiffness problem.

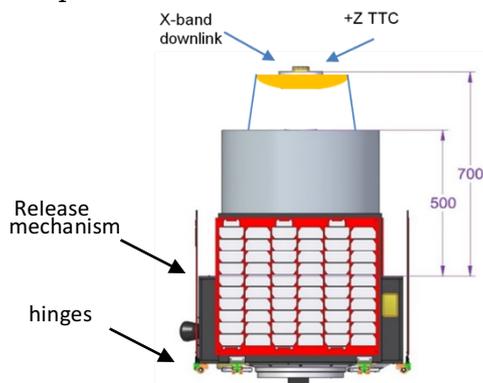


Figure 1-2: Launch configuration of LAPAN-A5

2 METHODS

2.1 Material Selection

The structure of LAPAN's previous satellites is made of solid aluminum alloy plates, so that the finite element models are fairly simple, i.e.

- solid elements of isotropic material properties with geometry of satellite structure subsystem (7 plates; only modeling cut-out of Z+ plate).
- rigid connection (nodal merging) between all the plates.

- lumped mass representing the satellite components on top and bottom of middle plates.

Triharjanto (2006) and Huzain (2013) showed that for structural dynamic analysis, the models have acceptable validity, compared to the natural frequency measured. It also could predict the displacement of protrusions (UHF/VHF antenna in this case) that need to be considered by the launch authority.

In LAPAN-A5 however, the design challenge is higher since the mass budget for structure is only allocated 30% of the total satellite mass (Triharjanto, 2018). Such requirement is much higher than in LAPAN-A1 and LAPAN-A2, where their structure mass is 50,8% and 43,3% (Triharjanto, 2014). In order so satisfy LAPAN-A5 design requirements, non-conventional materials are to be used.

References show that aluminum honeycomb panel is commonly used as deployable solar panel plate of micro-satellites. This approach was done by DLR's micro-satellites, i.e. BIRD, TET-1, and BIROS (Foeckersperger et. al, 2008) (Halle et. al, 2015), and Tohoku University's microsatellite RISESAT (Kuwahara et. al, 2011). Another approach used CFRP (SSTL, 2016). The manufacture of CFRP, however, not available in Indonesia yet. Meanwhile Aluminum honeycomb can be prepared by national aircraft industry, such as PT. Dirgantara Indonesia.

The material used for LAPAN-A5 honeycomb plate is aluminium alloy 5052 of face/skin with 1 mm thickness, dan aluminium alloy 5052 core of 8 mm thickness. Therefore, the total thickness of material is 10 mm. The dimension of dimensi honeycomb plate is 500 x 500 mm, and the material properties can be seen in table 1-1 (ASM, 2017) and table 1-2 (plascore, 2017).

Tabel 1-1: PROPERTIES OF ALUMINIUM ALLOY 5052

Item		Unit
Density	2680	kg/m ³
Poisson Ratio	0.33	
Modulus Elasticity	70.3	Gpa
Shear Modulus	25.9	Gpa

Tabel 1-2: PROPERTIES OF CORE ALUMINIUM HONEYCOMB AL-5052

Item		Unit
Density	97.7	kg/m ³
Poisson Ratio 12	0.30	
Poisson Ratio 23	0.30	
Poisson Ratio 31	0.30	
Modulus Elasticity 11	0.67	GPa
Modulus Elasticity 22	0.283	GPa
Modulus Elasticity 33	01.655	GPa
Cell Size	1/8	inch
Cell Gauge	0.0015	Inch

2.2 Honeycomb Simplified Model

The typical FE modeling of honeycomb sandwich is using 3 layers of material, where in the case of aluminum honeycomb, the core will be modeled as orthotropic material. For micro-saellite case, such approach was done by Onta (2007), for stress analysis and estimation of natural frequency.

The objective of creating simplified finite element model is to have model with less numbers of elements, and less number of metarial types, and therefore more efficient. For honeycomb sandwich plate, equivalent plate methods of had been established by Paik (1999). The method is illustrated as in figure 3-1. The equivalent plate method produces simpler model, that in Finite Element terms means use less number of elements.

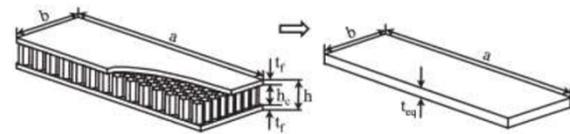


Figure 2-1: Equivalent plate theory illustration for honeycomb plate (Paik, 1999).

The method proposes to replace the honeycomb sandwich panel by an equivalent single plate. To estimate its stiffness, equivalent rigidity method is used. In the method, the equivalent material properties of the single material plate are :

$$t_{eq} = \sqrt{3h_c^2 + 6h_c t_f + 4t_f^2} \tag{2-1}$$

$$E_{eq} = \frac{2t_f}{t_{eq}} \cdot E_f \tag{2-2}$$

$$G_{eq} = \frac{2t_f}{t_{eq}} \cdot G_f \tag{2-3}$$

where

t_{eq} = equivalent plate thickness

h_c = core thickness

t_f = face/skin thickness

E_{eq} = Young Modulus equivalent plate

G_{eq} = Shear Modulus equivalent plate

G_f = Shear Modulus face/skin

Paik (1999) also proposed equivalent weight method, in which the thickness of equivalent plate (t_{eq}) can be calculated from :

$$L.W. t_{eq} \cdot \rho_f = L.W. 2t_f \cdot \rho_f + L.W. h_c \cdot \rho_{ca} \tag{2-4}$$

Resulting in :

$$t_{eq} = \frac{2t_f \cdot \rho_f + h_c \cdot \rho_{ca}}{\rho_f} \tag{2-5}$$

2.3 Finite Element Model Validation

Before implementing the model in satellite solar panel case, standard finite element case/problem is performed to validate the model. The case is natural frequency analysis of composite plate in fixed 6 degree of freedom (DoF) constraints at one end and 5 DoF

constrains at the other, as illustrated in figure 2-2.

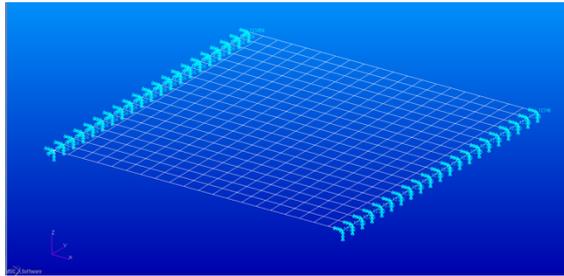


Figure 2-2: Boundary Condition on validation problem

The finite element models are generated using MSC Patran. Both conventional 3-layers and single layer simplified model were implemented at validation problem, and the results will be compared.

Based on formula (2-1) to (2-3) and (2-5) at subchapter 2.2 and material properties at subchapter 2.1, the equivalent plate model has thickness dimension of 15 mm, elasticity modulus of 9 GPa, and poison ratio of 0.33. 400 quad elements were used in the simplified/equivalent model, while 1200 quad elements and 2 material models are required for the conventional model. In the conventional model, the nodes in the contacting laminates are merged or the laminate are assumed to be perfectly bonded. The results of the two models are then compared to see whether the equivalent model can be implemented in LAPAN-A5 solar panel model.

3 RESULTS AND DICUSSIONS

3.1 Validation Case

Figure 3-1 and figure 3-2 show the shape modes of the 1st 3 natural frequencies from the conventional or 3-layer honeycomb model, and the equivalent honeycomb model. The results show that the two models have the same shape mode for their natural frequencies, except that the 2nd mode is in reversed direction. This indicates that the two

models have very similar structural dynamics characteristics.

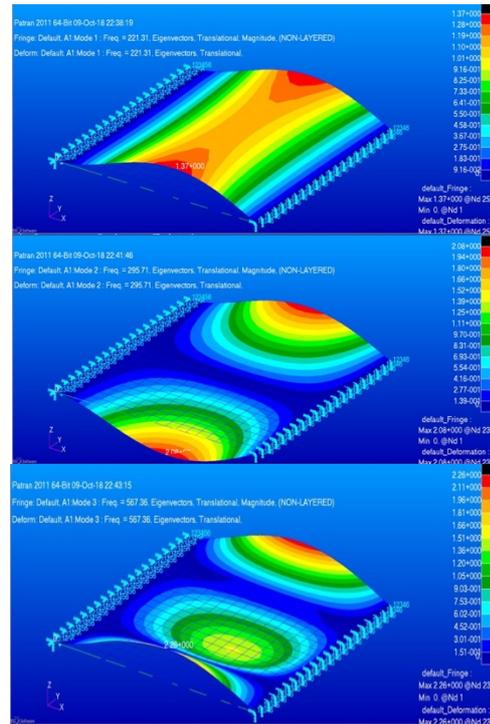


Figure 3-1: 1st, 2nd, and 3rd natural frequency from 3-layer honeycomb plate model

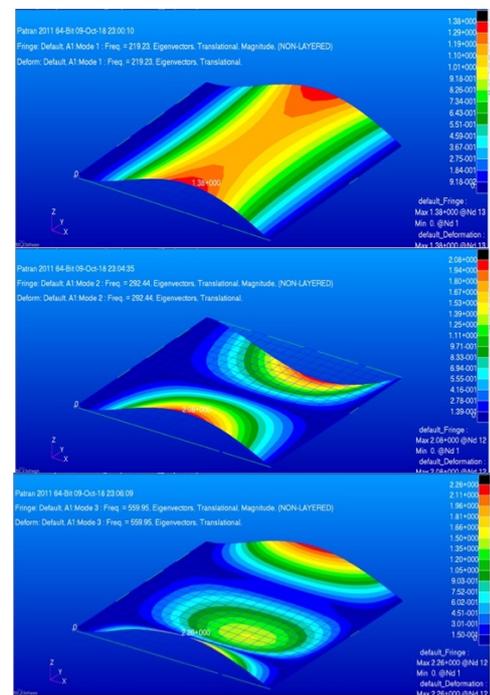


Figure 3-2: 1st, 2nd, and 3rd natural frequency from equivalent honeycomb plate model

The natural frequencies resulted from the models are noted in table 3-1, which show that the different is very small (under 1,3%). This means that the accuracy of the equivalent model is high enough to be used in the LAPAN-A5 honeycomb plate stiffness. The benefit from the use of the equivalent model is only used 1/3 number of the elements used in conventional model, and 1 material properties.

Tabel 3-1. HONEYCOMB PLATE MODELS NATURAL FREQUENCIES COMPARISON

	Laminated Model	Equivalent Plate	Percent Difference
1 st Nat. Freq.	221.31 Hz	219.23 Hz	0.94 %
2 nd Nat. Freq.	295.71 Hz	292.44 Hz	1.11 %
3 rd Nat. Freq.	567.36 Hz	559.95 Hz	1.31 %

3.2 LAPAN-A5 Deployable Panel Model

The model of LAPAN-A5 deployable panel is shown in figure 3-3. The boundary condition in model is 5 DoF constrains in the left side of plate, i.e. no displacement of x , y and z , and no rotation of x and z , while rotation at y is free to represent the two hinges as illustrated in figure 1-2. 6 DoF constrain is applied near the right side of the plate to represent the hold-down/latch mechanism. Two additional 2 DoF constraints (no displacement in x and z) represent the two conical contact points (to prevent clapping effect). Total elements in the model is 400, with quad-4 type being used.

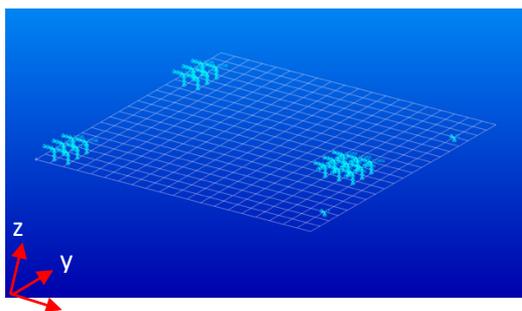


Figure 3-3: Boundary Condition for LAPAN-A5 deployable panel

The result of the analysis is shown in figure 3-5, which show that the 1st Natural Frequency occur at 344.21 Hz.

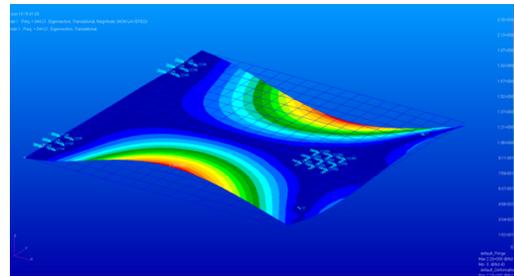


Figure 3-5: Simulation result of deployable panel model

The result shows that with 10 mm thickness, the honeycomb plate of 500 x 500 mm has enough stiffness to support deployable solar panel of a satellite launched by PSLV, i.e. 1st natural frequency higher than 90 Hz.

4 CONCLUSIONS

Simplified finite element model has been developed for honeycomb plate to be used as deployable solar panel of LAPAN-A5/ChibaSat. The model has been validated by comparing its structural stiffness result with conventional (3-layers) model.

The analysis shows that Aluminum Alloy 5052 honeycomb plate with 10 mm thickness, and 500 x 500 mm area has enough stiffness to be used for deployable solar panel for LAPAN-A5/ChibaSat, which projected to be launched with PSLV-class launcher. The model can later be integrated with the total satellite structural dynamics model.

ACKNOWLEDGEMENTS

Authors wish to acknowledge Satellite Technology Center, LAPAN, for supporting this research, and Mr. Muhammad Hamzah Farrasamulya, student of Aeronautics and Astronautics Institut Teknologi Bandung, for his valuable discussion at the beginning of this research.

REFERENCES

- Aerospace Specification Metal (ASM) Inc., downloaded Feb. (2017), Aluminium 5052, <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma5052h32>
- Foockersperger, S., Lattner, K., Kaiser C., Eckert, S., Bärwald, W., Ritzmann, S., Mühlbauer, P., Turk, M., Willemsen, P., (2008), The Modular German Microsatellite TET-1 for Technology On-Orbit Verification, Proc. IAA Symposium on Small Satellite Systems and Services, Rhodes, Greece
- Halle, W., Hetscher, M., Terzibaschian, T., (2015), The DLR-Satellite BIROS for Fire-Detection and Technological Experiments, 10th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany
- Huzain, F.M., Triharjanto, R.H., (2013), Pengukuran Karakteristik Dinamika Struktur Satelit LAPAN-ORARI/A2, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol.11 No. 2
- Kuwahara, T., Sakamoto, Y., Yoshida, K., Takahashi, Y., Fukuhara, T., Kurihara, J., (2011), Mission and System of the Earth Observation Microsatellite Rising-2, 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany
- Onta, S., Dag, S., Gokler, M.I., (2007), Structural Finite Element Analysis of Stiffened and Honeycomb Panels of the RASAT Satellite, Proc. 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies
- Paik, J.K., Thayamballi, A.K., Kim, G.S., 1999, The Strength Characteristics of Aluminium Honeycomb Sandwich Panels. Thin-Walled Structure, 35:205-231.
- Plascore, downloaded Feb. (2017), PAMG-XR1 5052 Aluminum Honeycomb, https://www.plascore.com/downloads/datasheets/honeycomb_data_sheets/Plascore_5052.pdf
- SSTL, downloaded Jan. (2016), Solar Panel and Sollar Panel Asembly, <http://www.sst-us.com/downloads/datasheets/solar-panels.pdf>
- Triharjanto, R.H., (2006), Desain Dan Pengujian Struktur Satelit Mikro LAPAN-TUBSAT, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol. 4 No. 2
- Triharjanto, R.H., Budiantoro, P.A., Yanto, D., Sri Sumantyo, J.T., (2018), The Design Progress of LAPAN-Chiba University SAR Micro-Satellite, submitted for 3rd IEEE ICARES, Bali, Indonesia

AUTHOR INDEX

A		P	
Abdul Karim	159[16,2]	Patria Rachman Hakim	71[16,1]
Adi Wirawan	149[16,2]	Poki Agung Budiantoro	169[16,2]
Afni Restasari	1[16,1], 139[16,2]	Prasepvianto E. B.	111[16,2]
Arif Nur Hakim	9[16,1]	Prasetyo Ardi Probo Suseno	149[16,2]
Aryandi Marta	93[16,2]		
Atik Bintoro	93[16,2]	R	
		Rahmat Arief	23[16,1]
B		Ratna Rizky Puspitasari	1[16,1]
Bayu Azmi	111[16,2]	Rika Suwana Budi	139[16,2]
		Riki Ardiansyah	93[16,2]
E		Rizki Permala	159[16,2]
Endro Artono	93[16,2]	Robertus Heru Triharjjanto	169[16,2]
H		S	
Hendrik Seputra	111[16,2]	Salman	101[16,2]
Heri Budi Wibowo	35,59[16,1], 123[16,2]	Satriya Utama	71[16,1]
Herma Yudhi Irwanto	83[16,1]	Sofyan	45[16,1]
Hudoro Tahdi	9[16,1]	Suhermanto	23[16,1]
J		T	
Jefri Abner H.	111[16,2]	Taufiqur Rochman	9[16,1]
K		V	
Kendra Hartaya	1,35[16,1], 139[16,2]	Vicky Wuwung	45[16,1]
L		W	
Luthfia Hajar Abdillah	1,35[16,1], 139[16,2]	Wahyudi Hasbi	159[16,2]
		Widhi Cahya Dharmawan	59[16,1]
M			
M Mukhayadi	159[16,2]		

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

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

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

¹Instansi Penulis Pertama
²Instansi Penulis Kedua
dstⁿ....
(10,5 pt, Franklin Gothic Medium)

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

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

ABSTRACT

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

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

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

ABSTRAK

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

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

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

1 PENDAHULUAN

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

Naskah dapat ditulis dalam Bahasa Indonesia maupun Bahasa Inggris. Naskah diketik dalam Microsoft Word dengan 1 kolom untuk abstrak dan 2 kolom untuk isi. Ukuran kertas A4

dengan ukuran panjang (*height*) 29,7 cm, lebar (*width*) 21 cm dengan dimensi

Top 3 cm, *Bottom* 2,5 cm, *Inside* 2,5 cm, *Outside* 2 cm, *Gutter* 1 cm, *Header* 1 cm dan *Footer* 1 cm. Jenis Huruf Bookman Old Style 10,5 pt, dan spasi (*line spacing*) 1. Panjang naskah tidak

melebihi 10 halaman termasuk tabel dan gambar.

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

2 METODOLOGI

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

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

2.1 Lokasi dan Data

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

2.2 Standarisasi data

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

2.3 Metode Penelitian

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

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

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

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

3 HASIL PEMBAHASAN

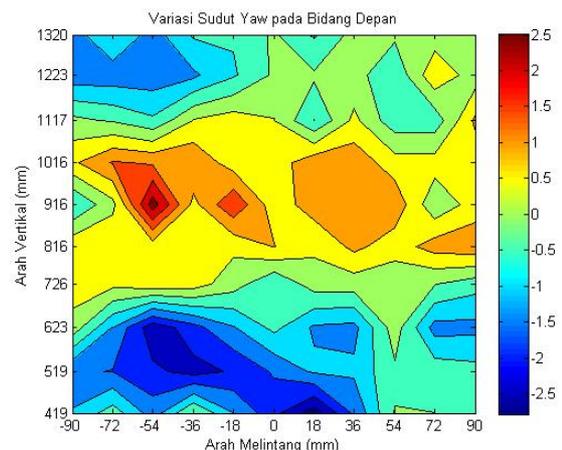
(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

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

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

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

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



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

(9 pt, Bookman Old Style, bold)

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

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

4 KESIMPULAN

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

UCAPAN TERIMAKASIH

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

DAFTAR RUJUKAN

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

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

Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

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

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

Buku

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

Artikel bagian dari Buku

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

Skripsi/Tesis/Disertasi

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

Naskah Prosiding

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

Naskah Konferensi

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

Naskah Laporan Hasil Penelitian

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

Naskah Online

Habby, J., 2011. *Applying Tropospheric Moisture to Forecasting, Meteorology Education*, diakses <http://weatherprediction.com>, 23 Desember 2

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

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

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

Pengiriman Naskah

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

Sistematika penulisan

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

Gambar dan Tabel

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

Persamaan Satuan dan Data Numerik

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

Rujukan

PP No. 74, 2001. Peraturan Pemerintah Republik Indonesia Nomor 18 Tahun 1999 Tentang: *Pengelolaan Limbah Bahan Berbahaya dan Beracun*. Kementerian Lingkungan Hidup. Jakarta.

Haryani, N. S., Hidayat, Sulma, S., dan Pasaribu, J. M., 2014. *Deteksi Limbah Acid Sludge Menggunakan Metode Red Edge Berbasis Data Penginderaan Jauh*, Jurnal Penginderaan Jauh dan Pengolahan data Citra Digital, Vol 11 No.2 Desember 2014.

Center for International Forestry Research [CIFOR], 2012. *Forests and Climate Change Mitigation : What Policymakers Should Know*, Fact Sheet. No. 5, November 2012, MITIGATION, Key of Research Findings. CGIAR Research Programme.

The National Geophysical Data Center (NOAA)-NASA. Sumber data VNF, 2014. Sumber: http://ngdc.noaa.gov/eog/viirs/download_2014_indonesia.html) atau (Sumber LAPAN: <http://modis-catalog.lapan.go.id/monitoring/katalognpp#>).

http://landsathandbook.gsfc.nasa.gov/data_prod/prog_sect11_3.html