

Jurnal

TEKNOLOGI DIRGANTARA

Journal of Aerospace Technology

Vol. 14 No. 2 Desember 2016

ISSN 1412- 8063

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



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

J.TEKNO.DIRGANT.

VOL. 14

NO. 2

HAL. 81 - 170

JAKARTA, DESEMBER 2016

ISSN 1412 – 8063

DAFTAR ISI

	Halaman
ALGORITMA PERINGATAN DINI PENCURIAN IKAN PADA DATA AUTOMATIC IDENTIFICATION (AIS) BERBASIS TERESTRIAL DAN SATELIT (ILLEGAL FISHING EARLY WARNING ALGORITHM FOR TERESTRIAL AND SATELLITE-BASED AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) DATA) Emir Mauludi Husni, Muhammad Riksa Andanawari R.S., dan Robertus Heru Triharjanto	81 - 90
LENDUTAN STRUKTUR TWIN BOOM PESAWAT TERBANG NIR AWAK LSU-05 PADA SAAT MENERIMABEBAN TERBANG (DEFLECTION OF LSU-05 UAV TWIN BOOM STRUCTURE ON RECEIVING THE FLIGHT LOAD) Atik Bintoro	91 - 102
PENGEMBANGAN ANTENA HELIKS X-BAND 8,2 GHZ UNTUK SATELIT MIKRO (DEVELOPMENT OF 8,2 GHZ X-BAND HELICAL ANTENNA FOR MICRO SATELLITE) Iwan Faizal	103 - 112
DESAIN AWAL SISTEM SATELIT TELEKOMUNIKASI PERTAHANAN INDONESIA (PRELIMINARY DESIGN OF INDONESIAN MILITARY TELECOMUNICATION SATELLITE) Robertus Heru Triharjanto, Luqman Faturrohim, Ridanto Eko Putro, dan Hari Muhammad	113 - 124
PENGUJIAN MODUL PENGOLAH DATA TELEMETRI LAPAN-A3/IPB UNTUK MENGHASILKAN PRODUK LEVEL-0 Suhermanto	125 - 136
ISOMERISASI POLIMER MELALUI REAKSI SAIN SAYEF UNTUK MENGUBAH KONFIGURASI HTPB (HYDROXYL TERMINATED POLYBUTADIENE) (POLYMERISOMERIZATION BY SAIN SAYEF REACTION TO MODIFY CONFIGURATION OF HTPB (HYDROXYL TERMINATED POLYBUTADIENE)) Heri Budi Wibowo	137 - 146
PENGUKURAN TURBULENSI DAN ANGULARITAS ALIRAN PADA TEROWONGAN ANGIN SUBSONIK LAPAN (THE MEASUREMENT OF TURBULENCE AND FLOW ANGULARITY IN LAPAN'S SUBSONIC WIND TUNNEL) Firman Hartono, Ronald Bessie, Agus Aribowo	147 - 158
PERUBAHAN KARAKTERISTIK PEMBENTUKAN POLIURETAN BERBASIS HTPB DAN TDI BERDASARKAN KOMPOSISI REAKSI (CHANGES IN THE FORMATION CHARACTERISTICS OF POLYURETHANE BASED ON HTPB AND TDI REACTION COMPOSITION) Geni Rosita	159 - 170

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

Vol. 14 No. 2 Desember 2016

ISSN 1412- 8063

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

SUSUNAN DEWAN PENYUNTING JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Penyunting

• Ketua

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

• Anggota

Dr. Ir. Robertus Heru Triharjanto, M.Sc (Desain Roket dan Satelit)
Dr. Harry Septyanto, ST, MT (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)
Dr. Ir. Bagus Hayatul Jihad, MT (Sistem Propulsi)
Dr. Mabe Siahaan, M.Si (Bidang Konversi Energi Dirgantara)
Drs. Kendra Hartaya, M.Si (Formulasi dan Bahan Baku Propelan)
Drs. Agus Harno Nurdin Syah, M.Si (Bidang Instrumentasi dan Pengujian)
Ir. Atik Bintoro, MT (Desain Kendaraan Ruang Angkasa, Misil dan Satelit)

Mitra Bestari

Ir. Mahdi Kartasasmita, MS, Ph.D. (Teknologi Penginderaan Jauh)
Prof. Dr. Ir. Tresna Priyana Soemardi,, M.Si., S.E. (Teknik Mesin)/UI
Dr. Waspada Kurniadi (Teknik Pertambangan)/Universitas Muhammadiyah
Dr. Ing. Agus Nuryanto (Teknologi Roket)
Dr. Ir. Dioko Sardiadi (Fisika Terbang)/ITB
Prof. Dr. Ing. Soewarto Hardhienata (Teknologi Satelit)/Universitas Pakuan

SUSUNAN SEKRETARIAT REDAKSI JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Pemimpin Umum

Ir. Christianus R. Dewanto, M.Eng

Pemimpin Redaksi Pelaksana

Ir. Jasyanto, MM

Redaksi Pelaksana

Mega Mardita, S.Sos., M.Si
Yudho Dewanto, ST
Dwi Haryanto, Skom
Aulia Pradipta, SS

Tata Letak

Irianto, S.Kom
M. Luthfi

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

Gambar cover, Ground Test: Radome Lightning Strike

Alamat Penerbit :

LAPAN, Jl. Pemuda Persil No. 1, Rawamangun, Jakarta 13120
Telepon : (021) – 4892802 ext. 142 dan 146 (Hunting)
Fax : (021) – 47882726
Email : publikasi@lapan.go.id
Situs : <http://www.lapan.go.id>
<http://www.jurnal.lapan.go.id>

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

Vol. 14 No. 2 Desember 2016

ISSN 1412- 8063

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

DARI REDAKSI

Sidang Pembaca yang kami hormati,

Puji syukur, kita panjatkan kehadirat Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 14, No. 2, Desember 2016 hadir ke hadapan sidang pembaca dengan menengahkan 8 (delapan) artikel sebagai berikut, "Algoritma Peringatan Dini Pencurian Ikan pada Data Automatic Identification System (AIS) Berbasis Terrestrial dan Satelit (Illegal Fishing Early Warning Algorithm for Terrestrial and Satellite-Based Automatic Identification System (AIS) Data)" ditulis oleh Emir Mauludi Husni, Muhammad Riksa Andanawari R. S., dan Robertus Heru Triharjanto. Penelitian ini bertujuan membangun bagian dari sistem peringatan dini aktivitas pencurian ikan, berdasarkan data AIS yang diterima oleh sensor di garis pantai dan di satelit. Proses pendeteksian dilakukan dengan menganalisa data perjalanan dari sistem AIS; "Lendutan Struktur Twin Boom Pesawat Terbang Nir Awak LSU-05 pada Saat Menerima Beban Terbang (Deflection of LSU-05 UAV Twin Boom Structure on Receiving the Flight Load)" ditulis oleh Atik Bintoro. penelitian ini untuk mengetahui sejauh mana kemampuan struktur dalam menerima beban terbang, sehingga mengakibatkan lendutan tersebut; Iwan Faizal, menulis Pengembangan Antena Heliks X-Band 8,2 GHz untuk Satelit Mikro (Development of 8.2 GHz X-Band Helical Antenna For Micro Satellite)". Tujuan dari penelitian ini adalah untuk merancang, membuat prototipe dan menganalisis performa antena heliks *X-Band* pada frekuensi 8,2 GHz untuk satelit mikro, yang mengacu pada desain satelit LAPAN-A3; Artikel dengan judul "Desain Awal Sistem Satelit Telekomunikasi Pertahanan Indonesia (Preliminary Design of Indonesian Military Telecommunication Satellite)" ditulis oleh Robertus Heru Triharjanto, Luqman Faturrohm, Ridanto Eko Poetro, dan Hari Muhammad. Penelitian ini bertujuan untuk membuat desain awal sistem satelit telekomunikasi yang diperlukan untuk pertahanan dan keamanan di Indonesia. Sesuai kaidah perancangan satelit, proses desain awal didahului dengan pembuatan desain konsep; "Pengujian Modul Pengolah Data Telemetri LAPAN-A3/IPB untuk Menghasilkan Produk Level-0 (The Test of LAPAN-A3/IPB Telemetry Data Processor Module to Produce Level-0 Product)" ditulis oleh Suhermanto. Tujuan penelitian ini adalah untuk menguji implementasi pengolahan data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB. Pembangunan dan pengolahan data telemetri telah dilakukan di komputer desktop yang dibagi dalam dua tahap, yaitu pendekodean data dan dekomposisi data; Kemudian Heri Budi Wibowo menulis "Isomerisasi Polimer Melalui Reaksi Sain Sayef untuk Mengubah Konfigurasi HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene) Polymer Isomerization by Sain Sayef Reaction to Modify Configuration of HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene)". Tujuan penelitian adalah mereduksi jumlah struktur vinil dalam HTPB dengan adisi ikatan rangkap dalam vinil dengan menerapkan reaksi Sain Sayef; "Pengukuran Turbulensi dan Angularitas Aliran pada Terowongan Angin Subsonik LAPAN (The Measurement of Turbulence and Flow Angularity In LAPAN'S Subsonic Wind Tunnel)" ditulis oleh Firman Hartono, Ronald Bessie, dan Agus Aribowo. Tujuan dilakukannya pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN; Artikel terakhir Geni Rosita menulis "Perubahan Karakteristik Pembentukan Poliuretan Berbasis HTPB dan TDI Berdasarkan Komposisi Reaksi (Changes in the Formation Characteristics of Polyurethane Based on HTPB and TDI Reaction Composition)". Penelitian ini untuk memperoleh poliuretan sebagai fuel-binder yang diperlukan untuk pembuatan propelan padat komposit.

Demikianlah 8 artikel yang kami sajikan dalam Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 14, No. 2, Desember 2016. Seperti diketahui jurnal ini memuat hasil penelitian di bidang teknologi dirgantara dalam bahasa Indonesia atau bahasa Inggris dan terbuka bagi ilmuwan-ilmuwan dalam dan luar negeri. Semoga sidang pembaca dapat mengambil manfaatnya.

Jakarta, Desember 2016
Redaksi

JURNAL
TEKNOLOGI DIRGANTARA
Journal of Aerospace Tecnology

ISSN 1412-8063

Vol. 14 No. 1, Juni 2016

Lembar abstrak ini boleh dikopi tanpa ijin atau biaya

ABSTRAK

ALGORITMA DETEKSI FREKUENSI DTMF MENGGUNAKAN KORELASI SILANG UNTUK TELEKOMANDO WAHANA TERBANG = DTMF FREQUENCY DETECTION ALGORITHM USING CROSS-CORRELATION FOR VEHICLE TELECOMMAND/Sri Kliwati

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 1 – 8

Deteksi frekuensi DTMF secara umum menggunakan algoritma *Fast Fourier Transform* (FFT) dan Goertzel Algorithm. Akan tetapi pada kondisi tertentu sebuah sinyal lebih cocok dideteksi dengan algoritma yang lain. Misalnya pada sinyal yang non-periodik seperti pada pengukuran sensor-sensor wahana terbang. Tujuan penelitian ini adalah membangun sistem telekomando untuk wahana terbang. Dan tulisan ini membahas metode deteksi frekuensi *Dual Tone Multi Frequency* (DTMF) dengan menggunakan algoritma korelasi silang dan data-base DTMF. Hasil simulasi menunjukkan deteksi frekuensi berhasil dilakukan sesuai dengan akurasi *database* yang dibuat (1 Hz) untuk perubahan frekuensi antara nol hingga 1700 Hz (batas frekuensi DTMF).

Kata kunci: *frekuensi, DTMF, deteksi korelasi silang*

PENGATURAN SUDUT AZIMUTH ROKET RUM UNTUK OPERASI PELUNCURAN PADA KECEPATAN ANGIN DI ATAS 10 KNOT = AZIMUTH ANGLE'S SETTING OF ROCKET RUM FOR LAUNCH OPERATION AT WIND SPEED MORE THAN 10 KNOT/Heri Budi Wibowo, Ahmad Riyadl, dan Yudha Agung Nugroho

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 9 – 16

Roket RUM adalah roket untuk lomba muatan antar mahasiswa. Roket didisain membawa beban maksimum 1 kg dengan ketinggian 600-1000 m dan jatuh pada radius 500 m dari titik pusat peluncuran dengan kondisi kecepatan angin di bawah 10 knot. Dalam keadaan ekstrim dimana kecepatan angin di atas 10 knot, pengaruh kecepatan angin terhadap arah terbang roket menjadi besar sehingga dapat menyebabkan jatuhnya roket meleset di luar radius aman yang telah diitetapkan. Penelitian ini bertujuan mengatur sudut azimuth roket untuk mengatur jatuhnya motor roket sehingga tetap aman dalam radius area peluncuran. Penelitian dilakukan dengan melakukan pengujian roket RUM pada kondisi ekstrim (kecepatan angin 10-20 knot) dengan variasi penahan beban dan sudut azimuth. Hasil optimasi menunjukkan bahwa dengan menggunakan penahan beban dan pengaturan sudut azimuth roket 60 derajat dengan arah 90 derajat dari arah angin dapat membuat roket jatuh pada daerah aman peluncuran (500 m).

Kata kunci: *roket RUM, kestabilan, azimuth sudut serang, kecepatan angin*

ABSTRAK

DEKOMPOSISI TERMAL PROPELAN KOMPOSIT BERBASIS AMONIUM PERKlorat/HYDROXY TERMINATED POLYBUTADIENE (AP/HTPB) = THE THERMAL DECOMPOSITION ANALYSIS OF AMMONIUM PERCHLORATE/HYDROXY-TERMINATED POLYBUTADIENE (AP/HTPB) COMPOSITE SOLID PROPELLANT/Wiwiek Utami Dewi, dan Yulia Azatil Ismah

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 17 – 24

Proses dekomposisi termal propelan padat AP/HTPB jenis RUM, 450 dan 1220 telah dianalisis menggunakan *Differential Thermogravimetric* 60 (DTG) dengan parameter operasi: suhu 30 - 400°C, atmosfer nitrogen berlaju alir 50 ml/menit, dan laju pemanasan 2,5°C/menit. Analisis dekomposisi termal adalah langkah awal penelitian kinetika dekomposisi propelan dalam menentukan *life time* propelan. Kurva TGA menunjukkan bahwa propelan RUM mengalami proses dekomposisi dua tahap sedangkan propelan 450 dan 1220 mengalami proses dekomposisi satu tahap. Kurva DTA/termogram proses dekomposisi propelan RUM menunjukkan adanya pembentukan produk *intermediate* sebelum akhirnya terdekomposisi sempurna. Berbeda dengan propelan RUM, termogram propelan 450 dan 1220 tidak menunjukkan terbentuknya produk *intermediate*. Proses dekomposisi propelan 450 dan 1220 terakselerasi oleh keberadaan Al. Perbedaan modal AP pada propelan 450 dan 1220 ternyata tidak begitu berpengaruh pada nilai konsumsi energi proses dekomposisi.

Kata kunci: *decomposition, propellants, DTA, TGA, DTG*

APLIKASI CFD DALAM PENENTUAN PERFORMA MESIN TURBOFAN MODEL CFM56-5B YANG MENGALAMI CACAT PADA KIPAS UNTUK KEPUTUSAN MAINTENANCE = CFD APPLICATION IN THE DETERMINATION OF TURBOFAN ENGINE MODEL CFM56-5B PERFORMANCE WHICH HAS FAN DEFECT FOR MAINTENANCE DECISION/Vicky Wuwung, Puspa Wandani, Carolus Bintoro

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 25 – 36

Penelitian ini membahas mengenai kajian kerusakan yang terjadi pada bilah kipas mesin turbofan CFM56-5B. Kerusakan tersebut memerlukan adanya sebuah keputusan *maintenance*, apakah bilah kipas tersebut masih layak digunakan ataukah perlu di *repair* atau diganti. Meskipun regulasi menetapkan bahwa kerusakan tersebut masih dapat diterima, namun perlu ditinjau dari segi performanya, apakah kipas masih dapat memberikan performa yang baik atau tidak. Kajian dilakukan dengan menyimulasikan model bilah kipas CFM56-5B pada kondisi baik dan cacat pada perangkat lunak CFD-Numeca di kondisi *take-off* dan *cruise*. Cacat pada bilah berupa *dent* dengan kedalaman 0.069" dan terletak seragam di semua bilah pada 70% *span* bilah di bagian *leading edge* sebagai simulasi kerusakan akibat adanya *bird strike*. Simulasi numerik dilakukan dengan kondisi pemodelan aliran *steady*, dan menggunakan model turbulen Spallart-Allmaras. Hasil simulasi numerik menunjukkan adanya penurunan performa mesin pada *Thrust* di kondisi *take-off* sebesar 14% dan penurunan efisiensi sebesar 16%, sedangkan pada kondisi *cruise*, penurunan *Thrust* dan efisiensi berturut-turut adalah sebesar 55%, dan 54%. Penurunan *Thrust* pada saat *take-off* berdasarkan regulasi AC 25-13 adalah aman dan tidak perlu dilakukan *repair* atau *replacement*. Namun, meskipun aman, mesin akan boros bahan bakar ketika berada dalam kondisi *cruise* sehingga perlu dilakukan *repair* atau *replacement*. Penentuan keputusan *maintenance* jika didasarkan pada regulasi AC 25-13 pada akhirnya adalah tidak diperlukannya *repair* atau *replacement* pada bilah kipas.

Kata kunci: *bilah kipas CFM56-5B, kerusakan dent, CFD numeca, efisiensi kipas, performa mesin*

PENINGKATAN KUALITAS FOKUS CITRA IMAGER MULTISPEKTRAL SATELIT LAPAN-A3 = IMAGE-FOCUSING QUALITY IMPROVEMENT ON LAPAN-A3 SATELLITE MULTISPECTRAL IMAGER/Andi Mukhtar Tahir, Patria Rachman Hakim, A. Hadi Syafruddin

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 37 – 50

Satelit LAPAN-A3 membawa *imager* multispektral sebagai muatan utama, yang memiliki empat kanal warna yaitu merah, hijau, biru, dan *near-infrared*. Sistem optik *imager* dirancang dengan menggunakan *beam-splitter* yang akan membagi cahaya yang melewati sistem lensa menuju detektor masing-masing kanal warna. Karena setiap detektor memiliki posisi dan juga orientasi yang berbeda terhadap pusat lensa, maka akan terjadi ketidakseragaman derajat kefokusan untuk setiap citra yang dihasilkan oleh masing-masing kanal warna, yang dapat mengurangi kualitas citra komposit yang dihasilkan. Penelitian ini bertujuan untuk meningkatkan kualitas citra komposit *imager* multispektral satelit LAPAN-A3 dengan cara memastikan agar setiap kanal warna akan menghasilkan citra dengan derajat kefokusan yang seragam. Metode yang digunakan yaitu dengan mengambil sejumlah data pengamatan terhadap obyek dengan pola geometri *zebra-cross*, dan kemudian diolah dengan menggunakan perangkat lunak *Imatest*. Penentuan kualitas fokus citra dilakukan dengan mengukur *Modulation Transfer Function* (MTF) pada frekuensi spasial tertentu. Berdasarkan sejumlah pengamatan dan perhitungan yang dilakukan, derajat kefokusan citra yang dihasilkan masing-masing detektor dapat diseragamkan dengan mengatur jarak detektor tersebut terhadap pusat lensa. Selain itu, percobaan yang dilakukan juga dapat mengurangi distorsi ko-registrasi kanal yang terjadi pada sumbu horisontal. Kedua hasil tersebut secara signifikan dapat meningkatkan kualitas citra *imager* multispektral satelit LAPAN-A3, terutama dalam aspek geometri. Hasil penelitian ini diharapkan dapat digunakan sebagai panduan dalam proses operasional satelit LAPAN-A3 selanjutnya dan juga dapat mendukung pengembangan *imager* multispektral eksperimen yang sedang dikembangkan untuk satelit LAPAN-A4.

Kata kunci: *imager multispektral, fokus citra, modulation transfer function*

RETIKULASI HIDROXYL TERMINATED POLUBUTADIENE (HTPB) MANDIRI DENGAN TOLUENE DIISOCIANATE (TDI) MEMBENTUK POLIURETAN SEBAGAI FUEL BINDER PROPELAN = (RETICULATION OF HYDROXYL-TERMINATED POLYBUTADIENE (HTPB) WITH TOLUENE DIISOCYANATE (TDI) TO FORM POLYURETHANE AS A PROPELLANT FUEL-BINDER/Geni Rosita

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 51 – 60

LAPAN telah berhasil membuat HTPB secara mandiri. Tahapan berikutnya adalah melakukan pembuatan *fuel binder* dengan mereaksikan HTPB mandiri tersebut dengan TDI. Tahapan uji ini untuk mendapatkan *gel time* dan kekerasan yang dapat memenuhi syarat sebagai *binder* propelan. Pada penelitian ini dilakukan reaksi HTPB : TDI pada beberapa perbandingan, dan HTPB yang direaksikan berbeda pada viskositas dan berat molekul reratanya. Dari beberapa komposisi hasil reaksi, yang dapat digunakan sebagai *fuel binder* propelan adalah yang memenuhi beberapa kriteria, antara lain tidak ada gelembung udara, elastis, tidak lengket untuk memudahkan pencetakan, tidak keras dan tidak getas supaya propelan tidak mudah retak. Hasil pengamatan selama *gel time*, yang dapat digunakan sebagai *fuel binder* propelan adalah komposisi HTPB:TDI, 6:1, 7:1, 8:1 dan 9:1. Dengan demikian maka HTPB mandiri yang dikembangkan sudah dapat digunakan sebagai *fuel binder* pada pembuatan propelan komposit.

Kata kunci: *HTPB, TDI, gel time, propelan, fuel-binder*

ABSTRAK

KAJIAN EKSPERIMENTAL TENSILE PROPERTIES KOMPOSIT POLIESTER BERPENGUAT SERAT KARBON SEARAH HASIL MANUFAKTUR VACUUM INFUSION SEBAGAI MATERIAL STRUKTUR LSU = AN EXPERIMENTAL STUDY OF POLYESTER COMPOSITE TENSILE PROPERTIES REINFORCED UNIDIRECTIONAL CARBON FIBER MANUFACTURED BY VACUUM INFUSION FOR LSU MATERIAL/Kosim Abdurohman dan Aryandi Marta

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 61 – 72

Vacuum infusion merupakan salah satu metode manufaktur yang digunakan untuk meningkatkan sifat mekanik komposit. Untuk mengaplikasikan metode ini dalam pembuatan struktur LAPAN *Surveillance* UAV (LSU), perlu diketahui terlebih dahulu sifat mekanik dari komposit hasil metode ini secara eksperimen. Salah satu eksperimen yang dilakukan yaitu pengujian tarik untuk mendapatkan *tensile strength*, modulus elastisitas, dan *failure mode* yang terjadi pada komposit.

Eksperimen dilakukan terhadap komposit CFRP menggunakan material serat karbon searah (UD) 0 dan matriks poliester dibuat dengan metode *vacuum infusion* mulai dari tahap preparasi sampai tahap pengujian. Dari hasil manufaktur didapat nilai densitas dan ketebalan komposit serta fraksi massa dan fraksi volume material penyusun komposit. Spesimen dan proses pengujian mengikuti standar ASTM D3039 yang merupakan standar pengujian tarik untuk komposit dengan matriks polimer. Hasil pengujian menunjukkan nilai *ultimate tensile strength* 1011,67 MPa, modulus elastisitas 59074,96 MPa, dan *failure mode* SGV (Long Spliting, Gage, Various).

Kata kunci: *VARTM, tensile strength, modulus elastisitas, failure mode*

ANALISIS KANDUNGAN ALUMINIUM POWDER PROPELAN BERDASAR ENERGI PEMBAKARAN DARI BOMB KALORIMETER = (ANALYSIS OF PROPELLANT'S ALUMINIUM POWDER CONTENT BASED ON BURNING ENERGY FROM BOMB CALORIMETER/ Kendra Hartaya

J. Tekgan, 14(1) 2016 : 73 – 80

Telah dilakukan analisis hasil penelitian propelan dengan variabel kandungan aluminium terhadap hasil energi pembakaran. Pengukuran besarnya energi pembakaran propelan dilakukan dengan *bomb calorimeter*. Sampel propelan dibuat dengan mencampur HTPB dan aluminium selama 15 menit dilanjutkan pencampuran dengan AP halus selama 20 menit, lalu dengan AP kasar selama 50 menit. Setelah pengadukan berakhir maka ditambahkan TDI dan diaduk selama 15 menit. Kandungan Al di variasi dari 8% hingga 18%. Energi pembakaran yang dihasilkan adalah 2885 kal/gr hingga 3750 kal/gr. Pada 18% Al energi pembakaran mulai menurun. Penurunan ini diakibatkan oleh sebagian besar sampel yang terbakar sama dengan sampel yang mengalami erosi.

Kata kunci: *analisis, propelan, aluminium, kalorimeter bom*

ABSTRAK

**ALGORITMA PERINGATAN DINI
PENCURIAN IKAN PADA DATA AUTOMATIC
IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) BERBASIS
TERESTRIAL DAN SATELIT = (ILLEGAL
FISHING EARLY WARNING ALGORITHM
FOR TERESTRIAL AND SATELLITE-BASED
AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM
(AIS) DATA/Emir Mauludi Husni,
Muhammad Riksa Andanawari R. S., dan
Robertus Heru Triharjanto**

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 81 – 90

Pencurian ikan merupakan kegiatan yang menyebabkan kerugian sangat besar untuk Indonesia, sementara wilayah perairan Indonesia yang luas membuat kegiatan pengawasan pencurian ikan tersebut menjadi sulit dilakukan. Peraturan internasional yang mewajibkan setiap kapal di atas 300 GT untuk mengirimkan data menggunakan AIS menjadi kesempatan untuk mendeteksi kapal-kapal yang melakukan pencurian ikan. Kemampuan Indonesia untuk mendeteksi sinyal AIS dari satelit LAPAN-A2/ORARI memperbesar kesempatan tersebut. Penelitian ini bertujuan membangun bagian dari sistem peringatan dini aktivitas pencurian ikan, berdasarkan data AIS yang diterima oleh sensor di garis pantai dan di satelit. Proses pendeteksian dilakukan dengan menganalisa data perjalanan dari sistem AIS. Jenis-jenis pencurian ikan yang dapat dideteksi oleh algoritma ini adalah *trans-shipment*, penggunaan pukat harimau, pelanggaran zona teritorial, pelanggaran tidak melapor, pelanggaran wilayah penangkapan, dan pelanggaran tidak mengaktifkan pemancar sinyal AIS. Algoritma yang digunakan adalah metode *Ray Casting*, untuk menentukan suatu kapal berada dalam satu wilayah atau tidak. Perbaikan performa algoritma ini dilakukan dengan melakukan proses *multithreading* menggunakan kode Python. Algoritma diuji dengan data AIS dari LAPAN-A2/ORARI dan data simulasi. Hasil menunjukkan bahwa algoritma yang dirancang untuk sistem analisis peringatan dini pencurian ikan (*illegal fishing*) dengan data AIS berhasil mendeteksi 6 jenis pelanggaran sesuai ketentuan Kementerian Kelautan dan Perikanan (KKP) Republik Indonesia yang telah disebutkan di atas dengan menggunakan data simulasi.

Kata kunci: AIS, pencurian ikan, satelit, pemrograman python

**LENDUTAN STRUKTUR TWIN BOOM
PESAWAT TERBANG NIR AWAK LSU-05
PADA SAAT MENERIMA BEBAN TERBANG =
DEFLECTION OF LSU-05 UAV TWIN BOOM
STRUCTURE ON RECEIVING THE FLIGHT
LOAD/Atik Bintoro**

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 91 – 102

Struktur *twin boom* merupakan salah satu komponen konstruksi pesawat terbang nir awak LSU-05 hasil karya Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN. Struktur ini berfungsi sebagai penyetabil gerakan pesawat. Dalam operasionalnya, struktur menerima beban terbang yang dapat mengakibatkan timbulnya lendutan. Melalui metode analitis yang melibatkan misi, dimensi dan konfigurasi struktur *twin boom* pesawat LSU-05, telah dilakukan penelitian untuk mengetahui sejauh mana kemampuan struktur dalam menerima beban terbang, sehingga mengakibatkan lendutan tersebut. Dari penelitian ini diketahui bahwa pada saat penerbangan, selama 130 menit mulai dari tinggal landas di awal penerbangan sampai dengan terbang jelajah pada kecepatan maksimal 130 km/jam, lendutan maksimal yang terjadi pada struktur hanya mencapai $5,593 \times 10^{-6}$ m, dengan faktor keamanan sebesar 1,3 berarti struktur relatif aman. Sedangkan untuk pendaratan, kecepatan yang relatif aman dapat dilakukan dibawah 14 km/jam. Jika mendarat pada kecepatan melebihi 20 km/jam, struktur *twin boom* tersebut mengalami kerusakan parah, karena tegangan yang terjadi sudah melebihi 650 MPa sebagai tegangan ijin bahan struktur yakni komposit *e-glass*.

Kata kunci: pesawat terbang nir awak, LSU-05, beban terbang, lendutan, twin-boom, struktur, e-glass

JURNAL
TEKNOLOGI DIRGANTARA
Journal of Aerospace Technology

ISSN 1412-8063

Vol. 14 No. 2, Desember 2016

Lembar abstrak ini boleh dikopi tanpa ijin atau biaya

ABSTRAK

PENGEMBANGAN ANTENA HELIKS X-BAND 8,2 GHZ UNTUK SATELIT MIKRO = DEVELOPMENT OF 8.2 GHZ X-BAND HELICAL ANTENNA FOR MICRO SATELLITE/Iwan Faizal

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 103 – 112

Antena heliks adalah salah satu antena yang sangat populer dikalangan satelit amatir. Pada frekuensi *X-Band* antena berpolarisasi sirkuler sangat diperlukan, karena dapat mengatasi efek dari anomali propagasi, refleksi tanah, dan efek *spin* yang banyak terjadi pada satelit. Antena ini memiliki *gain* yang cukup besar, dapat mencapai 15 dB dan memiliki pola radiasi terarah dengan rasio lebar pita 1,78:1 dan hampir mendekati antena *broadcast* (≥ 2). Tujuan dari penelitian ini adalah untuk merancang, membuat prototipe dan menganalisis performa antena heliks *X-Band* pada frekuensi 8,2 GHz untuk satelit mikro, yang mengacu pada desain satelit LAPAN-A3. Metode manufaktur antena ini menggunakan kawat tembaga berlapis perak yang digunakan untuk lilitan heliks dengan diameter 1,29 mm atau AWG 16. Perangkat lunak yang digunakan untuk mendesain antena heliks adalah 4NEC2. Hasil uji simulasi desain antena helix diperoleh nilai VSWR 3,3, dan *beamwidth* 66 derajat. Dari hasil pengujian VSWR yang didapat adalah 1,39 dan *beamwidth* 66 derajat. Perbedaan VSWR tersebut dikarenakan 4NEC2 menggunakan teknik *axial feed*, sementara prototipe antena heliks menggunakan teknik *peripheral feed* pada penyesuaian impedansinya.

Kata kunci: *antena heliks, lebar berkas, penguatan, impedansi, VSWR*

DESAIN AWAL SISTEM SATELIT TELEKOMUNIKASI PERTAHANAN INDONESIA = (PRELIMINARY DESIGN OF INDONESIAN MILITARY TELECOMMUNICATION SATELLITE/Robertus Heru Triharjanto, Luqman Faturrohim, Ridanto Eko Poetro, Hari Muhammad

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 113 – 124

Indonesia sebagai negara kepulauan terluas di dunia amat memerlukan sistem satelit untuk menunjang sistem pertahanan dan keamanannya. Atas motivasi tersebut penelitian ini bertujuan untuk membuat desain awal sistem satelit telekomunikasi yang diperlukan untuk pertahanan dan keamanan di Indonesia. Sesuai kaidah perancangan satelit, proses desain awal didahului dengan pembuatan desain konsep. Pada proses desain konsep dilakukan pendefinisian kebutuhan pengguna, dalam hal ini pihak TNI dan Kementerian Pertahanan, dan studi banding atas solusi satelit telekomunikasi pertahanan di mancanegara. Hasil desain konsep adalah persyaratan misi dan batasan desain, yang harus diacu pada tahap desain awal satelit. Desain awal, di antaranya, menetapkan desain muatan sehingga dapat mengakomodasikan misi, serta ukuran dan berat dari bus satelit, agar bisa memenuhi kebutuhan muatan. Hasil menunjukkan bahwa pemenuhan desain konsep hanya bisa dilakukan dengan desain awal 2 tipe satelit telekomunikasi, yakni dengan frekuensi L-band untuk komunikasi bergerak, dan frekuensi C-band untuk komunikasi statis dengan kecepatan tinggi. Sesuai ketersediaan slot yang menjadi batasan desain, satelit L-band akan ditempatkan di 123 BT. Satelit tersebut mempunyai berat 2200 kg, konsumsi daya 1 kW, dan dapat melayani komunikasi data dengan kecepatan 512 kbps. Satelit C-band, yang akan berada di 118 BT, mempunyai berat 2400 kg, kapasitas daya 1.5 kW, dan dapat melayani komunikasi data dengan kecepatan 10 Mbps. Kedua satelit tersebut dapat beroperasi selama 10 tahun.

Kata kunci: *desain satelit, telekomunikasi pertahanan, TNI*

JURNAL
TEKNOLOGI DIRGANTARA
Journal of Aerospace Technology

ISSN 1412-8063

Vol. 14 No. 2, Desember 2016

Lembar abstrak ini boleh dikopi tanpa ijin atau biaya

ABSTRAK

PENGUJIAN MODUL PENGOLAH DATA TELEMETRI LAPAN-A3/IPB UNTUK MENGHASILKAN PRODUK LEVEL-0 = (THE TEST OF LAPAN-A3/IPB TELEMETRY DATA PROCESSOR MODULE TO PRODUCE LEVEL-0 PRODUCT/Suhermanto

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 125 – 136

Modul pengolah data telemetri adalah *software* untuk mengubah data telemetri LAPAN-A3/IPB menjadi data sensor yang masih mentah (produk level-0). Data telemetri keluaran dari perangkat *High Data Rate Modulator-Demodulator* (HDRM) menjadi masukan bagi pengolah data telemetri, yang parameter *set-up* nya telah dimasukkan. Tujuan penelitian ini adalah untuk menguji implementasi pengolahan data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB. Pembangunan dan pengolahan data telemetri telah dilakukan di komputer desktop yang dibagi dalam dua tahap, yaitu pendkodean data dan dekomposisi data. Unjuk kerja *software* telah diuji menggunakan delapan sampel *raw-data*, terdiri atas data multi-spektral dan matrik kamera yang diperoleh sebelum dan sesudah peluncuran satelit. Hasil uji memperlihatkan, tidak ditemukan *frame* data telemetri yang hilang dan *codeword* yang rusak pada proses pendkodean data. Juga tidak ditemukan data pada larik multi-spektral yang hilang maupun data pada matrik kamera yang hilang pada proses dekomposisi. Dari uji kinerja secara keseluruhan didapat hasil bahwa sistem yang digunakan tidak mampu melakukan dekoda, dekomposisi, menampilkan *quick-look* LISA, atau ekstraksi data matrik kamera secara *real-time*. Perlu peningkatan kinerja komputer hingga 8 kali lebih baik. Dari proses tersebut, sekitar 92% *CPU time* dipakai untuk pendkodean data dan hanya sekitar 8% untuk dekomposisi, ekstraksi data LISA, atau ekstraksi data matrik kamera. Upaya perbaikan yang dilakukan dengan mengubah *word-size* prosesor dari 32 bit menjadi 64 bit hasilnya tidak signifikan dan hanya mampu memperbaiki kecepatan proses 8,1%.

Kata kunci: *telemetri, data-mentah, pendkodean, dekomposisi, quick-look*

ISOMERISASI POLIMER MELALUI REAKSI SAIN SAYEF UNTUK MENGUBAH KONFIGURASI HTPB (HYDROXYL TERMINATED POLYBUTADIENE = POLYMER ISOMERIZATION BY SAIN SAYEF REACTION TO MODIFY CONFIGURATION OF HTPB (HYDROXYL TERMINATED POLYBUTADIENE/Heri Budi Wibowo

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 137 – 146

Salah satu permasalahan dalam sintesis Hydroxyl Terminated Polybutadiene untuk binder propelan adalah masih tingginya kadar vinil (sampai dengan 30%), sedangkan produk yang diinginkan adalah 20%. Ikatan vinil dapat direduksi jika dapat dipecah rantainya dengan adisi gugus hidroksil. Tujuan penelitian adalah mereduksi jumlah struktur vinil dalam HTPB dengan adisi ikatan rangkap dalam vinil dengan menerapkan reaksi Sain Sayef. HTPB direaksikan dengan hydrogen peroksida pekat dengan katalis Sain Sayef dalam reaktor autoklaf 1 liter dengan pelarut etanol selama 1-3 jam pada suhu 100 °C. Setelah dimurnikan dengan ekstraksi dalam air panas dan pengeringan dari air, dianalisis dengan spectrometer infra merah. Hasil pengujian menunjukkan bahwa terjadi perubahan konsentrasi kandungan vinil dalam polimer yang dihasilkan dengan pengamatan serapan gugus vinil pada panjang gelombang 690 cm⁻¹. Hasil optimal diperoleh dengan kadar vinil 20% dengan suhu 100 °C selama 90 menit. Secara umum, kualitas HTPB dapat meningkat dengan mengurangi kadar vinil sehingga komposisi HTPB memiliki kadar vinil turun menjadi 19%.

Kata kunci: *polibutadien, propelan, polimer, Sain Sayef*

PENGUKURAN TURBULENSI DAN ANGULARITAS ALIRAN PADA TEROWONGAN ANGIN SUBSONIK LAPAN = THE MEASUREMENT OF TURBULENCE AND FLOW ANGULARITY IN LAPAN'S SUBSONIC WIND TUNNEL/Firman Hartono, Ronald Bessie, Agus Aribowo

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 147 – 158

Makalah ini menjelaskan pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas aliran pada seksi uji terowongan angin sirkuit terbuka kecepatan rendah Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional. Tujuan dilakukannya pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN. Pengukuran intensitas turbulensi dilakukan menggunakan dua bola turbulensi (*turbulence sphere*) dengan diameter 200 mm dan 300 mm sedangkan pengukuran angularitas aliran dilakukan menggunakan probe 5 lubang pada bidang melintang di dua posisi aksial yaitu: di tengah roda putar *internal balance* dan di tengah roda putar *external balance*. Keseluruhan jumlah titik yang diukur per bidang adalah sebanyak 110 titik. Pengukuran dilakukan pada kecepatan rata-rata 15 m/s. Hasil pengukuran intensitas turbulensi menunjukkan bahwa intensitas turbulensi terowongan angin subsonik LAPAN pada kecepatan 25,9 m/s dan 19 m/s adalah sebesar 0,26% dan 0,1%. Hasil pengukuran angularitas aliran menunjukkan bahwa terowongan angin ini memiliki angularitas yang cukup besar yaitu sudut *pitch* $\pm 3^\circ$ dengan beberapa titik mencapai $+7^\circ$ dan sudut *yaw* $\pm 2,5^\circ$.

Kata kunci: *terowongan angin, pengukuran turbulensi, angularitas*

PERUBAHAN KARAKTERISTIK PEMBENTUKAN POLIURETAN BERBASIS HTPB DAN TDI BERDASARKAN KOMPOSISI REAKSI = CHANGES IN THE FORMATION CHARACTERISTICS OF POLYURETHANE BASED ON HTPB AND TDI REACTION COMPOSITION/Geni Rosita

J. Tekgan, 14(2) 2016 : 159 – 170

Pembentukan poliuretan terjadi melalui ikatan silang dari hasil reaksi antara gugus hidroksil (OH) dari HTPB dan gugus isosianat (NCO) dari TDI. Reaksi pembentukan jaringan polimer akan terbentuk dari hasil ikatan linier dan kombinasi ikatan silang. Semakin lama reaksi maka panjang rantai poliuretan yang terbentuk semakin panjang dan diikuti dengan perubahan karakteristik. Apabila reaksi telah sempurna maka rantai poliuretan adalah rantai lurus dan akan menjadi lebih fleksibel. Penelitian ini untuk memperoleh poliuretan sebagai *fuel-binder* yang diperlukan untuk pembuatan propelan padat komposit. Dari beberapa macam sampel HTPB yang ada, dibuat menjadi beberapa komposisi HTPB/TDI yang berbeda. Prosesnya menggunakan metode kinetika reaksi berdasarkan komposisi tersebut untuk mendapatkan sifat mekanik poliuretan. Untuk mengetahui kualitas poliuretan sebagai *fuel binder* dilakukan analisis berat molekul rata-rata ikatan silang, kerapatan ikatan silang, kekerasan, dan *swelling* (derajat pengembangan polimer) sebagai bahan pertimbangan untuk menentukan komposisi fuel binder terpilih dan juga untuk menguji kualitas HTPB hasil eksperimen Lab HTPB LAPAN (HTPB_{local}). Analisis menunjukkan hasil yang berbeda-beda untuk masing-masing komposisi. Komposisi yang dapat digunakan sebagai *fuel-binder* untuk pembentukan poliuretan adalah: HTPBA pada 7:1; HTPBB pada 9:1; HTPBC pada 8:1; dan HTPBD pada 8:1; sedangkan HTPBE tidak dapat digunakan karena masih membutuhkan pengolahan lanjutan.

Kata kunci: *ikatan silang, polimer, panjang rantai, swelling, HTPB, TDI*

ALGORITMA PERINGATAN DINI PENCURIAN IKAN PADA DATA AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) BERBASIS TERESTRIAL DAN SATELIT (ILLEGAL FISHING EARLY WARNING ALGORITHM FOR TERESTRIAL AND SATELLITE-BASED AUTOMATIC IDENTIFICATION SYSTEM (AIS) DATA)

**Emir Mauludi Husni^{1*}, Muhammad Riksa Andanawari R. S.*), dan Robertus
Heru Triharjanto**)**

***) Sekolah Teknik Elektro & Informatika, Institut Teknologi Bandung
Jl. Ganesha 10 Bandung 40132 Jawa Barat**

****) Pusat Teknologi Satelit**

**Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Cagak Satelit Km. 4, Bogor 16310 Indonesia**

¹e-mail penulis: ehusni@lskk.ee.itb.ac.id

Diterima 14 Desember 2015; Direvisi 07 Juni 2016; Disetujui 29 Juni 2016

ABSTRACT

Illegal fishing has created heavy financial losses for Indonesia, meanwhile, the large Indonesian water territory made it very difficult to detect such activities. The international regulation that obligates all ships above 300 GT to transmit data using AIS provide opportunity to detect ships conducting illegal fishing. The capability of Indonesia to detect AIS signals from LAPAN-A2/Orari satellite enhances such opportunity. The objective of the research is to develop part of the illegal fishing early warning system, based on AIS data received by terrestrial and satellite sensors. The detection is done by analyzing the course of the ships. Types of illegal fishing activities to be detected are trans-shipment, trawl usage, fishing zone violation, reporting avoidance, and AIS is switching off. The algorithm used is Ray Casting method to determine whether a ship is in its designated zone. The improvement of performance of the algorithm is done by multithreading on the used Python code. The algorithm is tested using AIS data from LAPAN-A2 and simulated AIS data. The results show that the algorithm designed for the analysis of illegal fishing early warning system using AIS data is successfully in detecting six types of offenses in accordance with the Ministry of Marine Affairs and Fisheries Republic of Indonesia mentioned above by using simulation data.

Keywords: AIS, Illegal fishing, Satellite, Python programming

ABSTRAK

Pencurian ikan merupakan kegiatan yang menyebabkan kerugian sangat besar untuk Indonesia, sementara wilayah perairan Indonesia yang luas membuat kegiatan pengawasan pencurian ikan tersebut menjadi sulit dilakukan. Peraturan internasional yang mewajibkan setiap kapal di atas 300 GT untuk mengirimkan data menggunakan AIS menjadi kesempatan untuk mendeteksi kapal-kapal yang melakukan pencurian ikan. Kemampuan Indonesia untuk mendeteksi sinyal AIS dari satelit LAPAN-A2/Orari memperbesar kesempatan tersebut. Penelitian ini bertujuan membangun bagian dari sistem peringatan dini aktivitas pencurian ikan, berdasarkan data AIS yang diterima oleh sensor di garis pantai dan di satelit. Proses pendeteksian dilakukan dengan menganalisa data perjalanan dari sistem AIS. Jenis-jenis pencurian ikan yang dapat dideteksi oleh algoritma ini adalah *trans-shipment*, penggunaan pukat harimau, pelanggaran zona teritorial, pelanggaran tidak melapor, pelanggaran wilayah penangkapan, dan pelanggaran tidak mengaktifkan pemancar sinyal AIS. Algoritma yang digunakan adalah metode *Ray Casting*, untuk menentukan suatu kapal berada dalam satu wilayah atau tidak. Perbaikan performa algoritma ini dilakukan dengan melakukan proses *multithreading* menggunakan kode Python. Algoritma diuji dengan data AIS dari LAPAN-A2/Orari dan data simulasi. Hasil menunjukkan bahwa algoritma yang dirancang untuk sistem analisis peringatan dini pencurian ikan (*illegal fishing*) dengan data AIS berhasil mendeteksi 6 jenis pelanggaran sesuai ketentuan Kementerian Kelautan dan Perikanan (KKP) Republik Indonesia yang telah disebutkan di atas dengan menggunakan data simulasi.

Kata kunci: AIS, Pencurian ikan, Satelit, Pemrograman Python

1 PENDAHULUAN

Berdasarkan aturan 19 dalam *Safety of Life at Sea* (SOLAS) V pada 2002, *International Maritime Organization* (IMO) menetapkan bahwa setiap kapal dengan berat lebih dari 300 GT (*gross tonnage*) diwajibkan untuk memiliki pemancar sinyal *Automatic Identification System* (AIS). Aturan ini juga mengharuskan setiap kapal tersebut untuk tetap melakukan komunikasi sinyal AIS kecuali sedang berada di lokasi di mana ada peraturan yang melarang komunikasi mengenai informasi kapal tersebut. (IMO, 2013).

Pesan AIS yang dikirimkan oleh kapal-kapal memiliki format standar *National Marine Electronics Association* (NMEA) berupa data teks yang telah dikodekan. Pesan AIS tersebut mengandung informasi lokasi suatu kapal ketika pesan AIS tersebut dikirimkan. Selain data lokasi kapal, pesan AIS juga berisi data-data kapal lainnya seperti nomor unik kapal, waktu pengiriman data AIS, status navigasi kapal, serta data kecepatan dan arah kapal saat itu. Dengan demikian, jika suatu kapal tidak melewati daerah

yang melarang komunikasi AIS, sejarah aktivitas kapal tersebut akan selalu terekam.

Bagi otoritas maritim, tersedia dua sistem penerima data AIS, yakni berupa stasiun-stasiun AIS yang ditempatkan di garis pantai, dan penerima AIS di satelit orbit rendah. Untuk Indonesia, sejak awal tahun 2016 telah mengoperasikan satelit LAPAN-A2/Orari, yang membawa penerima AIS dan mempunyai orbit dekat equator. Per-status operasi Maret 2016, satelit tersebut dapat memberikan 800 ribu data kapal dalam setiap 24 jam, yang siap untuk diolah. (Hardhienata, 2011; Ikhsan, 2011; Triharjanto, 2016). Pada penelitian ini diasumsikan bahwa data AIS berbasis satelit mempunyai kualitas yang sama dengan AIS terestrial, sehingga secara algoritma akan diperlukan sama.

Kondisi tersebut dapat dimanfaatkan untuk melakukan analisis apakah kapal-kapal yang ada di wilayah Indonesia tersebut melakukan kegiatan pencurian ikan (*illegal fishing*) atau tidak. Sehingga, penelitian ini bertujuan membangun bagian algoritma analisa

dari sistem peringatan dini aktivitas pencurian ikan, berdasarkan data AIS yang diterima oleh sensor di garis pantai dan di satelit. Analisa yang dilakukan didasarkan pada peraturan-peraturan yang dikeluarkan oleh Kementerian Kelautan dan Perikanan (KKP) Republik Indonesia mengenai beberapa kegiatan pencurian ikan yang dapat ditentukan dari pola pergerakan kapalnya. Kegiatan-kegiatan tersebut di antaranya adalah *transshipment*, penggunaan pukat harimau, penangkapan ikan di wilayah teritorial, pelanggaran wilayah penangkapan ikan, dan perilaku kapal yang tidak melapor setelah melakukan penangkapan ikan di wilayah negara Indonesia.

Proses pendeteksian *illegal fishing* dilakukan dengan melakukan analisis terhadap data AIS yang ada. Karena berdasarkan contoh data yang diterima dari Pusat Teknologi Satelit, LAPAN, data tersebut berbentuk teks, dipilih bahasa pemrograman Python sebagai pengolah data. Pemilihan Python juga karena bahasa pemrograman tersebut dapat diimplementasikan dalam berbagai sistem operasi, tidak berbayar, memiliki lisensi terbuka, memiliki dukungan komunitas yang baik, serta dilengkapi berbagai modul untuk berbagai kepentingan.

Secara sistematis, makalah akan membahas teori-teori pendukung sistem analisa, dan hasil pengujian sistem yang dilakukan.

2 TEORI PENDUKUNG

2.1 Sinyal AIS

Automatic Identification System (AIS) merupakan mekanisme *tracking* kapal otomatis yang harus dimiliki oleh kapal-kapal dengan berat lebih dari 300 GT (*gross tonnage*) (IMO, 2013). Sinyal AIS ditransmisikan pada frekuensi VHF 87B (161,975 MHz) dan frekuensi 88B (162,025 MHz) (ITU-R, 2010). Frekuensi 87B digunakan untuk transmisi AIS kelas A sedangkan frekuensi 88B digunakan untuk transmisi AIS kelas B (ITU, 2003). AIS kelas A digunakan oleh

kapal-kapal yang diatur dalam peraturan IMO, sedangkan AIS kelas B digunakan oleh kapal-kapal selain itu (AMSA, 2008).

Sinyal AIS dibagi menjadi 27 tipe data, dimana, informasi statis dan dinamis kapal terdapat dalam empat tipe. Laporan posisi kapal kelas A berada dalam tipe 1, 2, dan 3. Sedangkan laporan posisi kapal kelas B berada dalam tipe 18. Semua data posisi harus dilaporkan dalam standar WGS 84. Informasi-informasi tersebut ditulis dalam kode 6-bit ASCII (ITU-R, 2010). Informasi yang terdapat pada sinyal AIS dapat dilihat pada Tabel 2-1.

Tabel 2-1: INFORMASI YANG TERDAPAT PADA DATA AIS

Data Kapal Tipe A	Data Kapal Tipe B
<i>Message ID</i>	<i>Message ID</i>
<i>Repeat Indicator</i>	<i>Repeat Indicator</i>
<i>User ID</i>	<i>User ID</i>
<i>Navigational Status</i>	<i>Speed over Ground</i>
<i>Rate of Turn</i>	<i>Position Accuracy</i>
<i>Speed over Ground</i>	<i>Longitude</i>
<i>Position Accuracy</i>	<i>Latitude</i>
<i>Longitude</i>	<i>True Heading</i>
<i>Latitude</i>	<i>Time stamp</i>
<i>Course over Ground</i>	<i>Class B unit flag</i>
<i>True Heading</i>	<i>Class B display flag</i>
<i>Time Stamp</i>	<i>Class B DSC flag</i>
<i>Special Manoeuvre Indicator</i>	<i>Class B band flag</i>
<i>Spare</i>	<i>Class B Message 22 flag</i>
<i>RAIM-flag</i>	<i>Raim-flag</i>
<i>Communication state</i>	<i>Comunication state</i>
	<i>Spare</i>
	<i>Mode-flag</i>

2.2 Algoritma Ray Casting

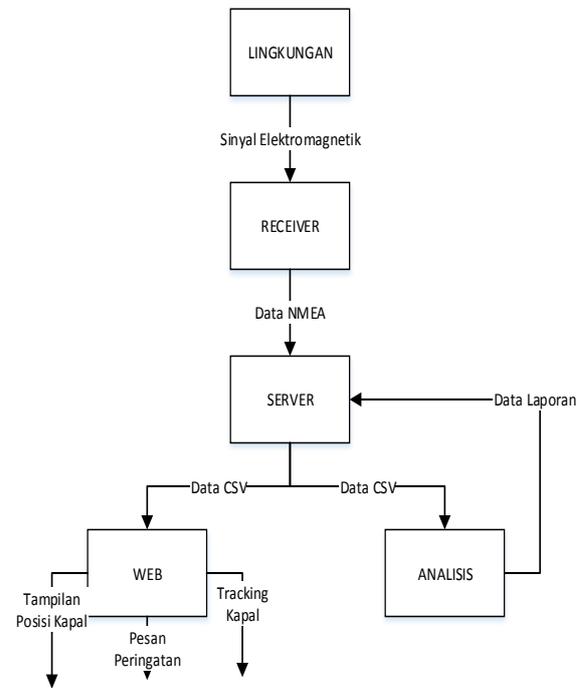
Dalam pendeteksian pencurian ikan, dibutuhkan suatu algoritma untuk menentukan apakah suatu kapal, berada dalam satu wilayah. Menentukan hubungan antara suatu titik berada dalam suatu poligon atau tidak merupakan suatu masalah yang umum Algoritma untuk memecahkan masalah

ini mempengaruhi kecepatan dan kualitas sistem keseluruhan. Algoritma yang paling umum digunakan untuk memecahkan masalah ini adalah algoritma *Ray Casting*. Algoritma ini dilakukan dengan cara menarik suatu sinar dari titik yang akan dicek ke suatu arah, akan didapat beberapa titik potong dengan polygon. Titik dikatakan berada dalam poligon apabila jumlah titik potong sinar dengan poligonnya berjumlah ganjil, sebaliknya, titik berada di luar polygon (Ye and Guangrui, 2013).

3 PERANCANGAN DAN IMPLEMENTASI

3.1 Gambaran Sistem

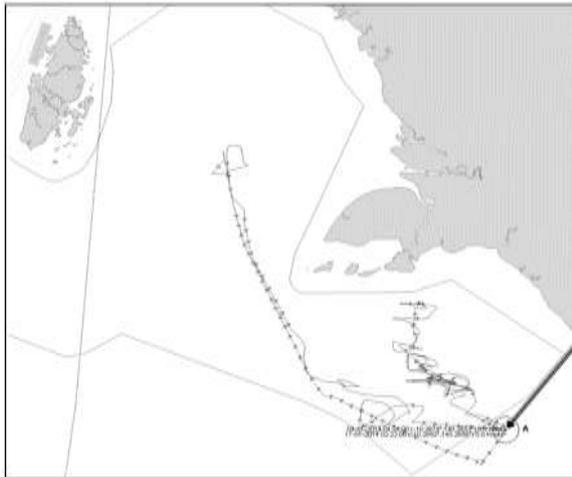
Pengembangan sistem ini merupakan bagian dari tugas akhir mahasiswa STE-ITB. Sistem ini memiliki empat buah subsistem, yakni subsistem *receiver*, subsistem *server*, subsistem analisis, dan subsistem *web*. Keempat subsistem tersebut memiliki hubungan seperti yang dijelaskan pada *data flow diagram* pada Gambar 3-1. Sistem ini bertujuan untuk menerima data AIS dari kapal yang sedang berlayar di Indonesia, mengunggahnya ke *server*, menganalisisnya apakah ada kapal yang terindikasi melakukan pencurian ikan, dan menampilkan data-datanya pada *website*. Diasumsikan data AIS yang berasal sensor terestrial akan dikirim secara *near real time* dan yang dari satelit akan dikirim secara periodik dari stasiun Bumi LAPAN. Pada tahap penelitian ini, subsistem analisis diuji dengan data AIS dari satelit LAPAN-A2/Orari dan data simulasi.



Gambar 3-1: *Data flow diagram* pada sistem peringatan dini pencurian ikan STEI-ITB

3.2 Analisis *Transshipment*

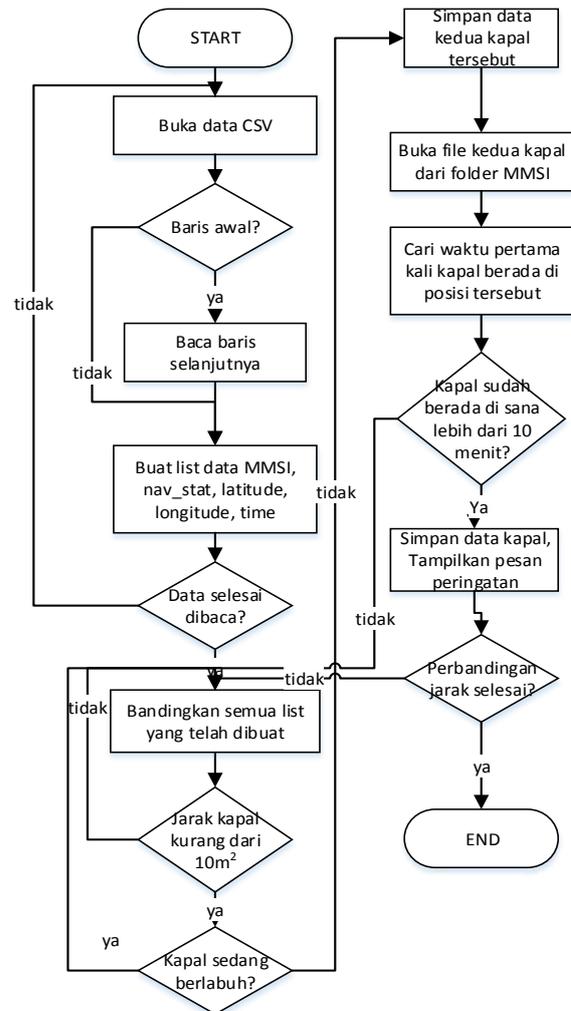
Transshipment merupakan proses pemindahan muatan antar kapal di tengah laut, dalam hal ini adalah pemindahan ikan hasil tangkapan dari kapal penangkap ikan ke kapal induk, dengan tujuan untuk menghindari pembayaran royalti ke Indonesia. Kapal induk yang telah berisi ikan tersebut kemudian akan meninggalkan perairan Indonesia. Kegiatan *transshipment* dilakukan oleh kapal yang berlayar bersebelahan dengan sangat dekat, sehingga pendeteksiannya dilakukan pada 2 data AIS kapal yang memiliki jarak kurang dari 10 m.



Gambar 3-2: Contoh pola kegiatan *transshipment* (Maha, 2015)

Gambar 3-2 adalah hasil pantauan KKP dengan perangkat *Vessel Monitoring System (VMS)* atas kasus *transshipment*. Kasus tersebut terjadi di wilayah perikanan laut Arafura, dimana kapal penangkap ikan mendekati terduga kapal induk yang mendekati wilayah perikanan, yang kemudian meninggalkan perairan Indonesia (seharusnya melaporkan tanggapan ke otoritas di pelabuhan Ambon).

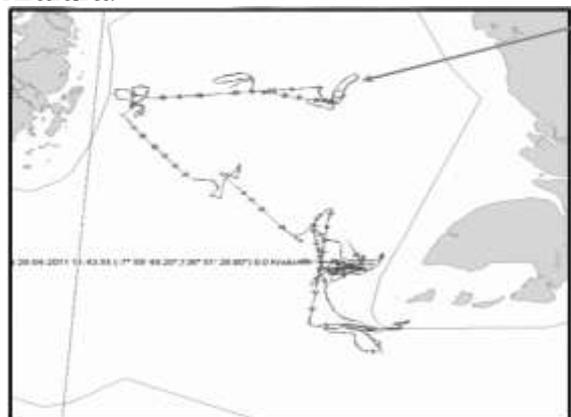
Karena informasi dari AIS berupa nilai bujur dan lintang, maka nilai tersebut dikonversi terlebih dahulu. Di daerah ekuator, 1 derajat lintang sama dengan 110.57 km dan 1 derajat bujur sama dengan 111.32 km sehingga batas lintang dan batas bujur untuk kegiatan *transshipment* berturut-turut adalah 0.0000452° dan 0.0000449° . Batas *transshipment* yang sangat sempit ini menyebabkan hanya sedikit kapal yang mungkin melakukannya dalam keadaan normal sehingga batas waktu untuk mengeluarkan peringatan adalah kecil. Pada algoritma ini dipilih nilai 10 menit hanya untuk simulasi saja. Gambar 3-3 menunjukkan implementasi algoritma analisis *transshipment* tersebut.



Gambar 3-3: Diagram alir analisis *transshipment*

3.3 Analisis Penggunaan Pukat Harimau

Gambar 3-4 adalah hasil pantauan KKP dengan perangkat VMS atas kasus penggunaan pukat harimau di laut Arafura.



Gambar 3-4: Pola pengguna pukat harimau (Maha, 2015)

Berdasarkan data *European Cetacean Bycatch Campaign (ECBC)*, jarak dua kapal yang menggunakan pukat harimau rata-rata selebar 0.25 mil laut atau 463 meter. Dengan melakukan konversi seperti pada analisis *trans-shipment*, maka didapatkan batas lintang dan batas bujur untuk pengguna pukat harimau berturut-turut adalah 0.004187° dan 0.004159° . Karena jarak pengguna pukat harimau tersebut cukup luas, dibutuhkan waktu yang cukup lama untuk menentukan pengguna pukat harimau, dimana dalam algoritma ini ditentukan lamanya adalah 100 menit. Pada algoritma ini dipilih nilai 100 menit hanya untuk simulasi saja, dimana sistem akan memberikan peringatan dini menandakan adanya kemungkinan penggunaan pukat harimau. Diagram algoritma untuk analisis tersebut ada pada Gambar 3-5.

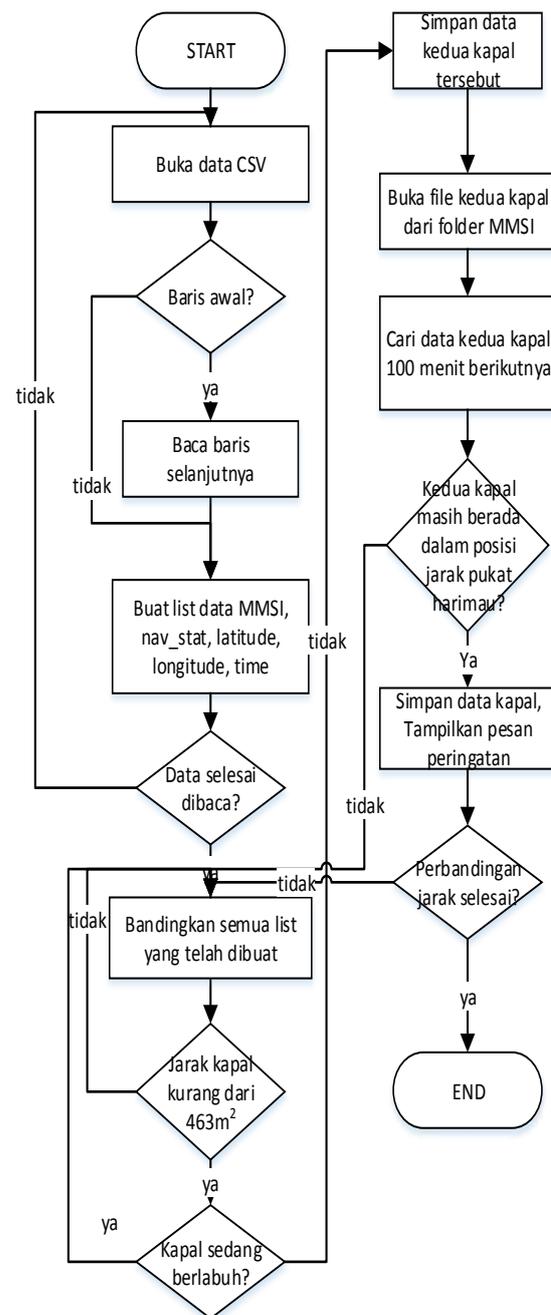
3.4 Analisis Pelanggaran Teritorial

Dalam aturan penangkapan ikan, wilayah perairan teritorial merupakan daerah yang dikhususkan untuk nelayan-nelayan tradisional. Oleh karena itu, setiap kapal yang menggunakan pukat ikat dilarang untuk melakukan penangkapan ikan di wilayah perairan teritorial Republik Indonesia (Maha, 2015). Analisis ini menggunakan algoritma *Ray Casting* untuk menentukan apakah suatu kapal berada di wilayah perairan teritorial Indonesia atau tidak. Wilayah perairan teritorial Indonesia didapat dari peta Indonesia yang di-*buffer* sepanjang 12 mil laut, lalu dilakukan simplifikasi agar proses analisis dapat berlangsung lebih cepat. Diagram algoritma tersebut ada pada Gambar 3-5.

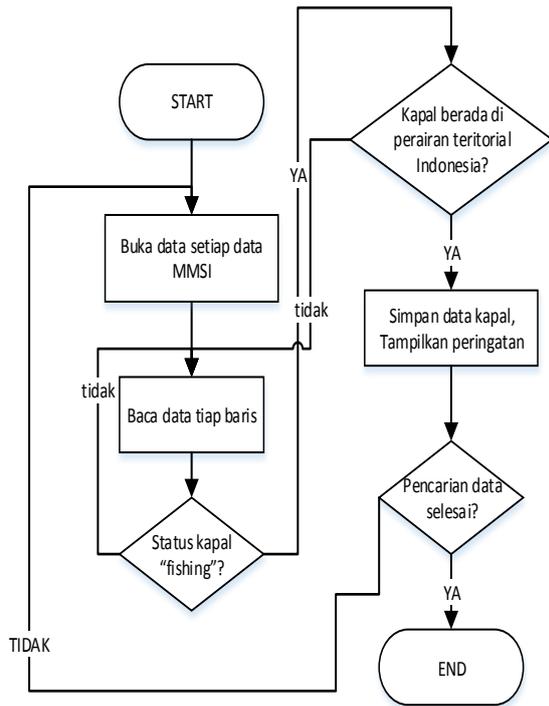
3.5 Analisis Pelanggaran Tidak Laport

Sama seperti analisis pelanggaran teritorial, analisis tidak laport tidak perlu membandingkan data antar kapal sehingga analisis ini tidak memerlukan *list* data kapal dari data AIS yang telah diterima. Analisis ini kemudian menggunakan algoritma *Ray Casting* untuk

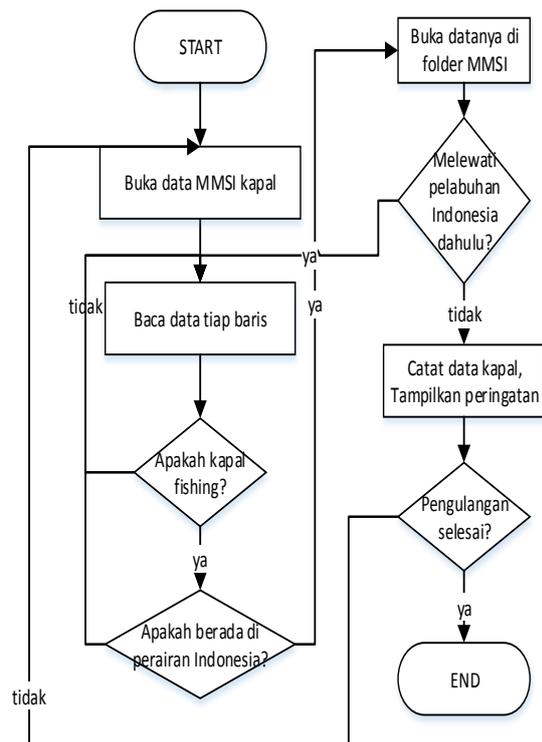
menentukan apakah suatu kapal yang sedang menangkap ikan berada di dalam wilayah perairan Indonesia atau tidak. Suatu kapal dikatakan berhenti di pelabuhan apabila status navigasinya berubah menjadi "*moored*". Apabila ada kapal yang keluar wilayah Indonesia tanpa berhenti terlebih dahulu, program akan mengeluarkan peringatan bahwa kapal tidak laport setelah menangkap ikan di perairan Indonesia. Algoritma tersebut diilustrasikan pada Gambar 3-7.



Gambar 3-5: Diagram alir analisis penggunaan pukat harimau



Gambar 3-6: Diagram alir analisis teritorial

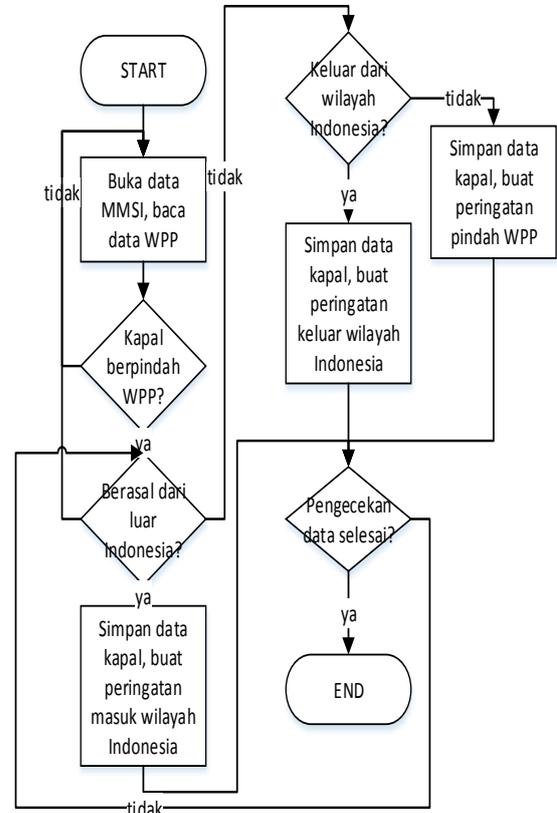


Gambar 3-7: Diagram alir analisis pelanggaran tidak lapor

3.6 Analisis Pelanggaran Wilayah Pengelolaan Perikanan

Setiap kapal penangkap ikan hanya memiliki izin di satu atau beberapa wilayah pengelolaan perikanan (WPP) tertentu saja. Sehingga algoritma

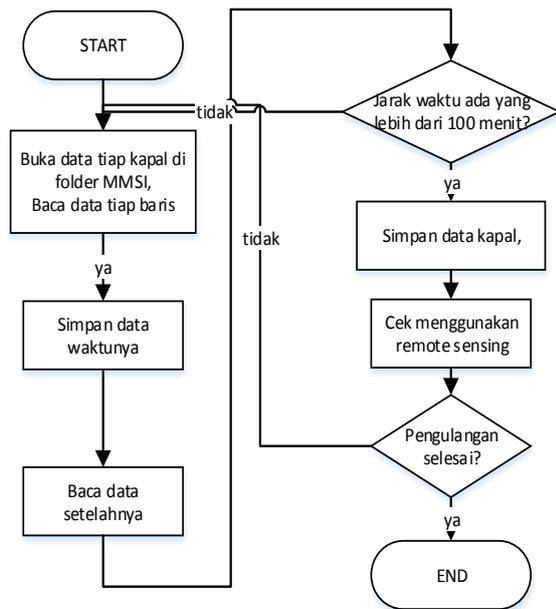
didesain untuk memberikan peringatan apabila ada kapal berada di WPP yang tidak seharusnya. Analisis ini menggunakan algoritma Ray Casting untuk menentukan posisi WPP suatu kapal. Algoritma tersebut diilustrasikan pada Gambar 3-8.



Gambar 3-8: Diagram alir analisis pelanggaran WPP

3.7 Analisis Mematikan Transponder AIS

Jarak pengiriman pesan AIS oleh kapal maksimal adalah selama 3 menit. Karena ada kemungkinan sinyal yang tidak tertangkap, maka jarak waktu yang dipilih untuk mendeteksi kapal yang mematikan transponder AIS adalah 10 menit. Selain untuk analisis mematikan transponder, analisis ini juga menggunakan *image processing* untuk menentukan apakah di lokasi terakhir kapal mengirimkan sinyal ada tanda keberadaan kapal atau tidak. Apabila tidak ada, maka muncul juga peringatan bahwa kapal hilang. Analisis ini membaca data *Maritime Mobile Service Identity* (MMSI) tiap kapal karena membutuhkan sejarah pergerakan kapal.

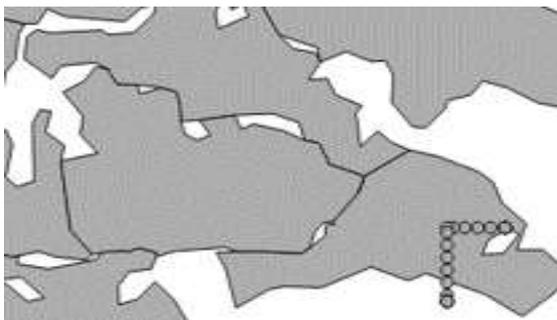


Gambar 3-9: Diagram alir analisis mematikan *transponder*

4 PENGUJIAN

4.1 Kemampuan Deteksi Pencurian Ikan

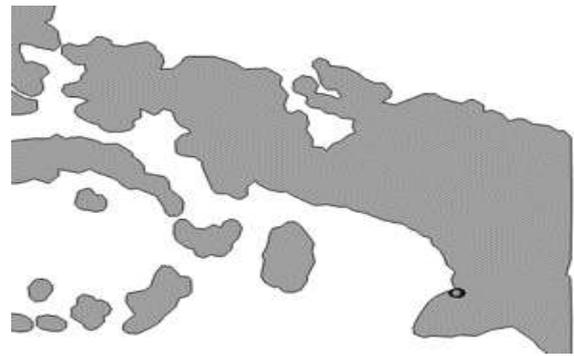
Pengujian dilakukan untuk menguji sistem analisis apakah telah dapat menganalisis kegiatan pencurian ikan seperti diharapkan. Pengujian menggunakan data dari AIS LAPAN-A2/Orari (satu minggu operasi pada Maret 2016) dan data simulasi.



Gambar 4-1: Kapal yang melanggar WPP

Hasil pengujian dengan data simulasi (skenario pencurian ikan) berhasil menemukan kasus yang diminta, yakni *transshipment*, pukat harimau, pelanggaran teritorial, tidak melapor, melanggar WPP, dan mematikan AIS.

Gambar 4-2 menunjukkan kapal yang memasuki wilayah perairan teritorial Indonesia di daerah Papua (peta adalah 12 mil laut dari pantai).



Gambar 4-2: Hasil simulasi kapal yang melanggar wilayah teritorial (perairan Papua)

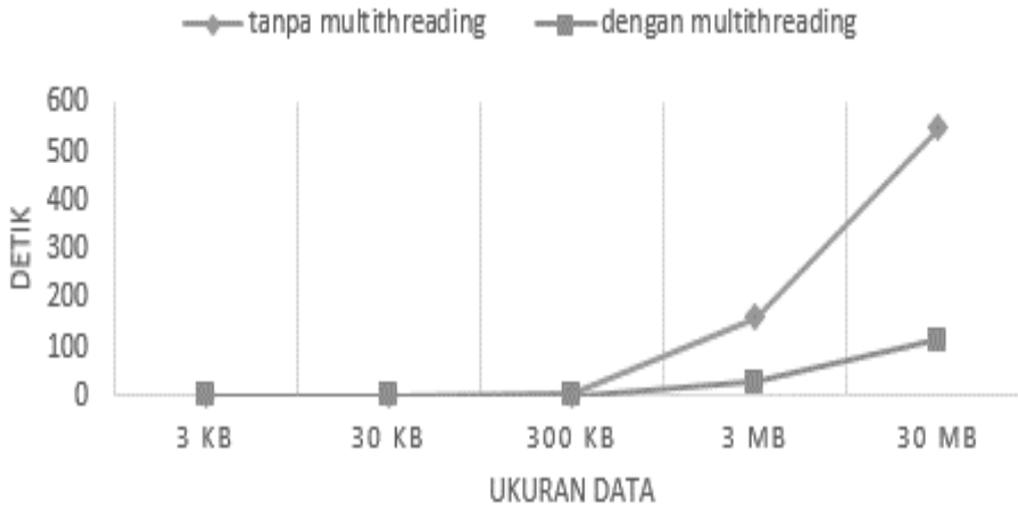
Gambar 4-1 menunjukkan hasil deteksi pelanggaran WPP. WPP yang tergambar adalah sesuai dengan referensi Maha [2016]. Pada skema ini kapal yang tidak melapor juga dideteksi sebagai kapal yang melanggar WPP.

Data kapal-kapal yang melakukan keenam jenis *illegal fishing* tersebut kemudian dilaporkan dalam bentuk *file* untuk diakses operator.

Pengujian dengan data LAPAN-A2/Orari dalam *scope* tersebut (sekitar 1,2 juta data AIS), belum berhasil menemukan kasus pelanggaran. Diperlukan lebih banyak lagi data yang kontinyu dengan periode satelit yang singkat (diperlukan lebih dari satu satelit) untuk mendapatkan data AIS yang dapat digunakan untuk sistem peringatan dini ini. Disamping itu, ada kemungkinan kapal yang melakukan pelanggaran akan mematikan *transponder* AIS. Oleh karena itu, pada algoritma yang diusulkan terdapat analisis mematikan *transponder* AIS.

4.2 Pengujian Kecepatan Analisis

Pengujian kecepatan pemrosesan sistem analisis dilakukan dengan cara mengunggah data dengan ukuran yang berbeda-beda untuk kemudian dicari waktu penyelesaian analisis data tersebut. Pengujian ini dilakukan terhadap dua jenis analisis, yaitu proses analisis tanpa dan dengan *multithreading*.



Gambar 4-3: Grafik pengujian kecepatan sistem analisis

Dari grafik pada Gambar 4-3 dapat diketahui bahwa sistem dapat menyelesaikan proses analisis data berukuran 30 MB dalam waktu kurang dari 2 menit.

5 KESIMPULAN

Algoritma yang dirancang untuk sistem analisis peringatan dini pencurian ikan (*illegal fishing*) dengan data AIS berhasil mendeteksi 6 jenis pelanggaran sesuai ketentuan KKP yaitu *transshipment*, penggunaan pukat harimau, pelanggaran teritorial, pelanggaran tidak lapor, pelanggaran WPP, dan pelanggaran mematikan *transponder* AIS, dengan menggunakan data simulasi. Algoritma ini juga berhasil menganalisis data AIS berukuran 30 MB dalam waktu kurang dari 2 menit.

Pengujian menggunakan data AIS hasil operasi satelit LAPAN-A2/Orari belum mendapatkan hasil yang diharapkan (mendeteksi pelanggaran). Hal tersebut dikarenakan data AIS LAPAN-A2/Orari tidak kontinyu, karena satelit hanya mempunyai *line-of-sight* terhadap satu wilayah di Indonesia selama 10 menit, untuk kemudian tidak dapat lagi melihat wilayah tersebut selama 90 menit. Sehingga, diperlukan data AIS dari lebih banyak satelit untuk bisa digunakan pada sistem peringatan dini ini, atau dibuat modifikasi pada algoritma

untuk mengakomodasi data *interrupt* tersebut. Selain dari permasalahan data *interrupt* yang terjadi karena dinamika satelit, juga ada kemungkinan kapal yang melakukan pelanggaran akan mematikan *transponder* AIS. Oleh karena itu, pada algoritma yang diusulkan terdapat analisis atas *transponder* AIS yang dimatikan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terimakasih diucapkan kepada Pusat Teknologi Satelit, LAPAN, khususnya Tim Operasi LAPAN-A2/Orari, atas dukungan data yang digunakan dalam penelitian ini.

DAFTAR RUJUKAN

- AMSA, 2008. *Automatic Identification System (AIS) Class B*. Download Mei 19, 2016, dari https://www.amsa.gov.au/forms-and-publications/Fact-Sheets/AISB_Fact.pdf.
- Hardhienata, S.; Triharjanto, R.H; dan M. Mukhayadi, 2011. *LAPAN-A2: Indonesian Near-Equatorial Surveillance Satellite*; makalah dipresentasikan pada on 18th Asia Pacific Regional Space Agency Forum, Singapore.
- Ikhsan, M. Y., Mukhayadi, M., dan W. Hasbi, 2011. *Kajian Penerapan AIS pada Satelit LAPAN-A2, Satelit Untuk Mitigasi Bencana, Pemantauan Maritim dan Ketahanan Pangan*, IPB Press.

- IMO, 2013. *SOLAS 1974: Brief History - List of amendments to date and where to find them*. Download Mei 19, 2016, dari <http://www.imo.org/en/KnowledgeCentre/ReferencesAndArchives/HistoryofSOLAS/Documents/>.
- ITU-R, 2010. *Technical Characteristics for an Automatic Identification System Using Time-Division Multiple Access in the VHF Maritime Mobile Band*. Geneva: ITU-R.
- Maha, T.H., 2015. *Urgensi Penanggulangan IUU Fishing oleh Kementerian Kelautan dan Perikanan*. Kementerian Kelautan dan Perikanan Republik Indonesia, Presentasi pada Seminar KKP.
- Triharjanto, R.H., 2016. *A Dream Come True: LAPAN-A2/Orari Mengamati Aktivitas Maritim Indonesia*, Download Mei 19, 2016, dari <http://pusteksat.lapan.go.id/index.php/subblog/read/2016/98/>.
- Ye, Y. and Guangrui, O.S.F., 2013. An Algorithm for Judging Points Inside or Outside A Polygon. *Seventh International Conference on Image and Graphics*, (p. 690). Wuhan

LENDUTAN STRUKTUR TWIN BOOM PESAWAT TERBANG NIR AWAK LSU-05 PADA SAAT MENERIMA BEBAN TERBANG (DEFLECTION OF LSU-05 UAV TWIN BOOM STRUCTURE ON RECEIVING THE FLIGHT LOAD)

Atik Bintoro

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

e-mail: atik.bintoro@lapan.go.id

Diterima 23 Juli 2016; Direvisi 8 Desember 2016; Disetujui 9 Desember 2016

ABSTRACT

The twin-boom structure is a component of LSU-5 unmanned aerial vehicle (UAV) construction which was produced by Aeronautic Technology Center of LAPAN. This structure serves as a stabilizer UAV movements. In operations, the structure will receive flight load which could result as the structure deflection. Through analytical methods involving the mission, dimensions and configuration of the structure of the twin-boom LSU 05 UAV, has done research to determine the extent of the ability of the structure in the flight load, so the resulting deflection. From this research it was known that at flighting during 130 minutes, starting from take off the beginning of the flight until cruising with maximum velocity in 130 km/h, the maximum deflection that occurred in the structure only reaches 5.593×10^{-6} m, with a safety factor of 1.3, it's means that the structure was relatively save. While at the landing on a relatively save was velocity below 14 km/h. If landing at the velocity exceeding 20 km/h can be believed that the twin-boom structure suffered severe damage, because the stress occurs already exceeded from 650 MPa as the yield strenght of e-glass composite materials.

Keyword: *UAV, LSU-05, Flight load, Deflection, Twin-boom, Structure, E-glass*

ABSTRAK

Struktur *twin boom* merupakan salah satu komponen konstruksi pesawat terbang nir awak LSU-05 hasil karya Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN. Struktur ini berfungsi sebagai penyetabil gerakan pesawat. Dalam operasionalnya, struktur menerima beban terbang yang dapat mengakibatkan timbulnya lendutan. Melalui metode analitis yang melibatkan misi, dimensi dan konfigurasi struktur *twin boom* pesawat LSU-05, telah dilakukan penelitian untuk mengetahui sejauh mana kemampuan struktur dalam menerima beban terbang, sehingga mengakibatkan lendutan tersebut. Dari penelitian ini diketahui bahwa pada saat penerbangan, selama 130 menit mulai dari tinggal landas di awal penerbangan sampai dengan terbang jelajah pada kecepatan maksimal 130 km/jam, lendutan maksimal yang terjadi pada struktur hanya mencapai $5,593 \times 10^{-6}$ m, dengan faktor keamanan sebesar 1,3 berarti struktur relatif aman. Sedangkan untuk pendaratan, kecepatan yang relatif aman dapat dilakukan di bawah 14 km/jam. Jika mendarat pada kecepatan melebihi 20 km/jam, struktur *twin boom* tersebut mengalami kerusakan parah, karena tegangan yang terjadi sudah melebihi 650 MPa sebagai tegangan ijin bahan struktur yakni komposit *e-glass*.

Kata kunci: Pesawat terbang nir awak, LSU-05, Beban terbang, Lendutan, Twin-boom, Struktur, E-glass

1 PENDAHULUAN

Struktur *twin boom* merupakan salah satu komponen penting pada konstruksi pesawat terbang nir awak. Pada umumnya struktur ini berfungsi untuk menjaga stabilitas terbang, terutama pada saat bergerak ke arah depan, baik pada saat terbang di udara maupun saat tinggal landas (Jeffrey L. Ellwood, 1990). Ketika tinggal landas, struktur *twin boom* tidak boleh menyentuh landasan udara, karena bisa menyebabkan penerbangan pesawat tidak stabil atau bahkan bisa mengakibatkan gagal terbang. Sehingga dalam perancangan dimensi dan bentuk *twin boom* perlu memperhatikan besar sudut tinggal landas, agar penerbangan tetap stabil, mulai dari ketika awal tinggal landas sampai pendaratan. Demikian juga untuk struktur *twin boom* yang dimiliki oleh pesawat terbang nir awak LSU-05, mestinya juga mampu berfungsi sebagai penyetabil pada saat terbang. Disamping itu juga mempunyai kekuatan yang andal untuk menerima beban penerbangan. Kekuatan yang dimaksud misalnya dalam menerima beban terbang pada saat berjalan horizontal di permukaan landasan, saat lepas landas, saat terbang di udara

maupun ketika menerima hentakan di awal pendaratan. Kemampuan struktur *twin boom* pesawat terbang LSU-05 hasil rancang bangun Pustekbang - LAPAN, telah diketahui relatif andal dalam menerima beban statik selama penerbangan (Kosim Abdurrohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014). Sedangkan untuk beban dinamik terutama pada saat pendaratan, kemampuan struktur tersebut belum diketahui. Kemampuan struktur ini tentunya juga berkaitan dengan beban dinamik yang diterima, dan kemampuan bahan struktur yang digunakan sebagai struktur *twin boom*. Sebagian besar struktur pesawat LSU-05 terbuat dari komposit serat *e-glass* dan serat karbon, serta resin *epoxy*, dan beberapa bagian struktur lain digunakan *core* kayu balsa sebagai penambah kekakuan (Fajar Ari Wandono, Riki Ardiansyah, Dony Hidayat, 2015). Dalam hal beban dinamik, salah satu cara untuk mengetahui kekuatan struktur, dapat diketahui melalui ketahanan struktur dalam mengalami lendutan ketika menerima beban, apakah terjadi lendutan yang menyebabkan kerusakan struktur atau tidak. Oleh karena itu untuk mengetahui seberapa besar

lendutan yang terjadi, dan bagaimana kondisi struktur setelah menerima beban tersebut, dirasa perlu dilakukan penelitian tentang perilaku beban dinamik penerbangan dalam menghasilkan lendutan struktur *twin boom* yang digunakan oleh pesawat terbang nir awak LSU-05, terutama untuk mendapatkan kecepatan pendaratan yang tidak menyebabkan kerusakan struktur tersebut.

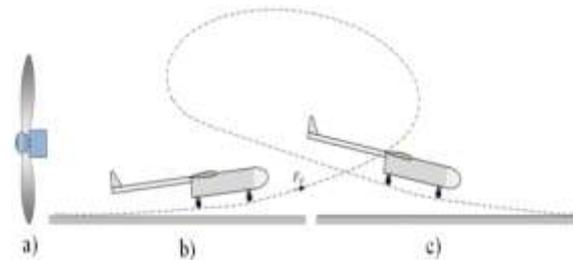
2 FAKTOR KEAMANAN STRUKTUR TWIN BOOM

Pada kurun waktu terakhir ini, penggunaan pesawat terbang nir awak mengalami perkembangan yang sangat luas, baik untuk sektor sipil maupun militer. Salah satu persyaratan yang paling banyak diminati untuk dipenuhi adalah sebagai pesawat pengintai yang mampu beroperasi dalam jangka waktu lama, sebagai akibatnya diperlukan ketahanan struktur yang maksimal (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012). Disamping itu tentunya berat struktur juga perlu dibuat optimal. Rancang bangun struktur *twin boom* sebagai bagian dari konstruksi pesawat terbang nir awak, dibuat agar dapat memenuhi persyaratan sebagai struktur yang aman, yakni mempunyai ketahanan maksimal dan tidak terlalu berat. Sehingga struktur ini mempunyai nilai faktor keamanan lebih dari satu. Faktor keamanan ini merupakan angka rasio antara tegangan ijin bahan dan tegangan akibat beban penerbangan. Untuk mengetahui hal ini perlu diketahui lebih dahulu beberapa faktor yang mempengaruhi besar kecilnya beban struktur pada operasional penerbangan, salah satunya adalah gaya dorong dan gaya angkat pesawat terbang nir awak untuk mendorong bergerak ke depan dan sekaligus mengangkat berat pesawat. Gaya dorong dihasilkan oleh mesin propulsi, sedangkan gaya angkat dihasilkan oleh sayap. Beban keduanya akan diterima oleh struktur *twin boom*, struktur

yang berfungsi sebagai penyetabil penerbangan pesawat. Sebagai reaksi dari beban penerbangan tersebut, terutama pada saat pendaratan, kemungkinan akan menimbulkan lendutan yang berbahaya bagi struktur. Untuk mengetahui seberapa besar kemampuan struktur *twin boom* LSU-05 dalam menerima lendutan yang terjadi, bisa dilakukan melalui analisis beban yang terjadi selama penerbangan, terutama beban dinamik saat pendaratan.

2.2 Gaya Dorong Pesawat Terbang Nir Awak

Gaya dorong pesawat terbang nir awak berasal dari mesin propulsi yang memiliki daya keluaran dan mampu menghasilkan torsi untuk memutar propeler. Putaran propeler ini menghasilkan gaya dorong untuk bergerak maju dan mengangkat pesawat melalui gaya angkat sayap, ilustrasinya seperti pada Gambar 2-1.



Keterangan gambar : a). Propeler, b). Pesawat tinggal landas c). Pesawat mendarat

Gambar 2-1: Ilustrasi Penerbangan Pesawat Terbang Nir awak

Gaya dorong untuk tinggal landas

Pesawat terbang nir awak bermassa m seperti pada Gambar 2-1 mulai bergerak pada kecepatan awal sampai dengan kecepatan C_0 dalam waktu t detik, koefisien aerodinamika C_i , berat jenis udara ρ_{ud} , luas permukaan sayap L_s , dan diperoleh Gaya tinggal landas sebesar F_d . Agar pesawat bisa terdorong terbang, maka gaya dorong yang dihasilkan oleh mesin propulsi melalui putaran propeler harus lebih besar dari harga Gaya F_d , untuk jarak tempuh tinggal

landas sebesar S (Wiranto Arismunandar, 2002, Atik Bintoro, 2014), seperti pada persamaan (2-1), (2-2) dan (2-3).

$$F_d = m \frac{dC_o}{dt} \quad (2-1)$$

Atau

$$F_d = 0.5C_l C_o^2 \rho_{ud} L_s \quad (2-2)$$

$$S = \frac{mC_o^2}{2F_d} \quad (2-3)$$

Jika nilai F_d , Jari-jari propeler J_p , jumlah putaran propeler n_p diketahui maka Torsi yang dihasilkan oleh propeler T_p juga bisa diketahui, demikian juga daya keluaran Propeler N_p dan Daya yang diperlukan oleh mesin propulsi N_m juga bisa diketahui. Hubungan masing-masing parameter tersebut tertulis di persamaan di bawah ini.

$$T_p = F_d J_p \quad (2-4)$$

$$N_p = T_p n_p \quad (2-5)$$

Jika nilai efisiensi motor propulsi η_m , maka daya motor propulsi N_m yang diperlukan sebesar:

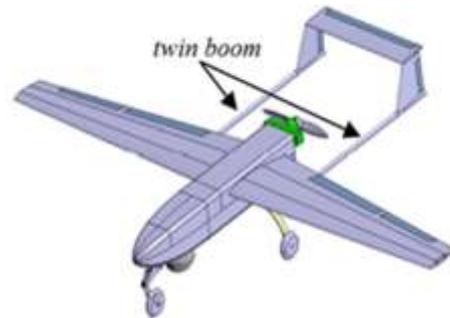
$$N_m = \frac{N_p}{\eta_p} \quad (2-6)$$

Pesawat terbang nir awak LSU-05 mempunyai gaya dorong yang berasal dari motor bakar piston yang memiliki Daya keluaran sebesar 14 HP/6400 rpm atau 11 HP/6000 rpm, Torsi 15 Nm dan Putaran 6100 rpm, Propeler berdiameter 40 cm, mampu mengangkat berat pesawat 70 kg. Untuk Torsi 12,7 Nm, Putaran mesin 5600 rpm, diperlukan Propeler berdiameter 34 cm (Atik Bintoro, Dede Rahmat, 2013). Sedangkan koefisien aerodinamikanya, berdasarkan hasil pengujian di Terowongan angin LAPAN, telah diketahui bahwa nilai koefisien *lift*

maksimal (CL_{max}) sebesar 1,245 pada sudut serang 12° , koefisien *drag* pada sudut serang 0° (CD_0) sebesar 0,030 dan koefisien momen (CM) cenderung negatif, berarti pesawat terbang LSU-05 masih dalam kondisi stabil (Sinung Tirtha Pinindriya, Jefri Abner Hamonangan, 2015).

2.3 Beban Dinamik pada Struktur Twinboom

Struktur *twin boom* pada umumnya berupa sepasang struktur batang panjang yang terdapat di belakang badan pesawat, salah satu contohnya terdapat pada Gambar 2-2.



a) Gambar teknik



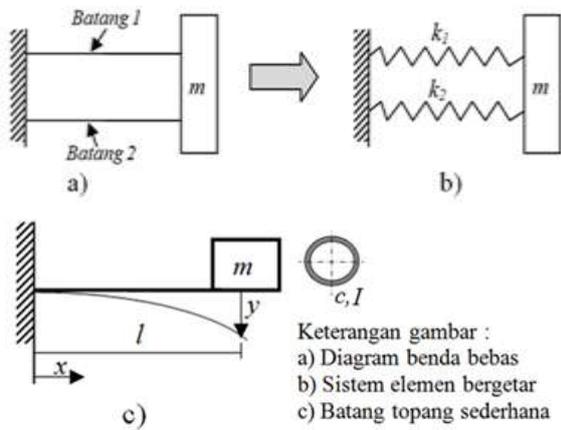
b) Pesawat terbang nir awak

Gambar 2-2: Posisi struktur *twin boom* pada Pesawat terbang nir awak (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012)

Struktur *twin boom* seperti pada Gambar 2-2, terbuat dari bahan komposit yang mampu menyajikan struktur tangguh dalam hal kekuatan, kekakuan dan tantangan untuk memenuhi berat struktur yang optimal (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012).

Seperti yang telah diketahui bahwa ketangguhan struktur terhadap beban dinamik selama penerbangan

salah satunya dapat diketahui melalui ketahanan struktur ketika mengalami lendutan akibat beban tersebut. Lendutan ini dapat diperiksa sejak awal terjadinya lendutan statik sampai dengan lendutan berikutnya akibat beban dinamik. Besarnya tergantung pada kemampuan bahan struktur, dalam hal ini tegangan ijin bahan, kekakuan struktur dan massa yang menimpa struktur. Untuk mengetahui besarnya lendutan, struktur *twin boom* dimodelkan sebagai benda yang terkena beban dinamik untuk massa pegas satu derajat kebebasan, berupa elemen bergetar yang terdiri dari dua penopang berjajar paralel dengan satu massa, seperti pada Gambar 2-3.



Gambar 2-3 :Sistem massa pegas dengan dua buah kekakuan

Sistem massa pegas dengan elemen getar seperti pada Gambar 2-3, akan terjadi hubungan antara kekakuan ekuivalen k_{ek} , frekuensi alami ω_n , massa m , gravitasi g , lendutan statik y_o , kecepatan awal benda bergerak v_o , dan lendutan dinamik y_t , resonansi benda bergetar A , adalah sebagai berikut (S. Graham Kelly, 1993, Atik Bintoro, 2013):

$$k_{ek} = k_1 + k_2 \quad (2-7)$$

dengan

$$k_1 = k_2 = \frac{3EI}{l^3} \quad (2-8)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_{ek}}{m}} \quad (2-9)$$

$$y_o = \frac{mg}{k_{ek}} \quad (2-10)$$

$$A = \sqrt{y_o^2 + \left(\frac{v_o}{\omega_n}\right)^2} \quad (2-11)$$

$$y_t = A \sin(\omega_n t + \phi) \quad (2-12)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\omega_n y_o}{\dot{y}} \right) \quad (2-13)$$

Percepatan getar maksimal akibat beban dinamik adalah

$$\ddot{y}_{maks} = \omega_n^2 A \quad (2-14)$$

Momen maksimal yang terjadi adalah:

$$|M_{maks}| = mgl + m\ddot{y}_{maks}l \quad (2-15)$$

Untuk inersia bentuk penampang I , jarak terluar penampang (jari-jari) c maka Tegangan lentur strukturnya adalah

$$\sigma_l = \frac{M_{aks}c}{I} \quad (2-16)$$

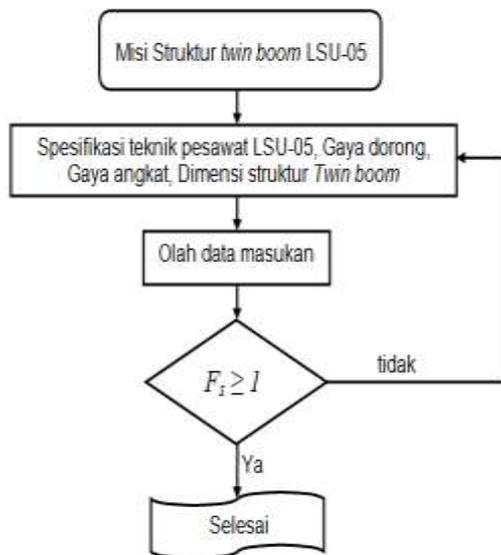
Sehingga diperoleh Faktor keamanan struktur F_s untuk tegangan ijin bahan σ_y adalah:

$$F_s = \frac{\sigma_y}{\sigma_l} \quad (2-17)$$

3 METODE PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode analitis yang meliputi pertimbangan misi struktur *twin boom*, pemodelan beban dinamik sebagai

beban getar pada elemen getar satu derajat kebebasan dengan kekakuan ekuivalen dua batang topang, serta prosedur analisis seperti pada Gambar 3-1.



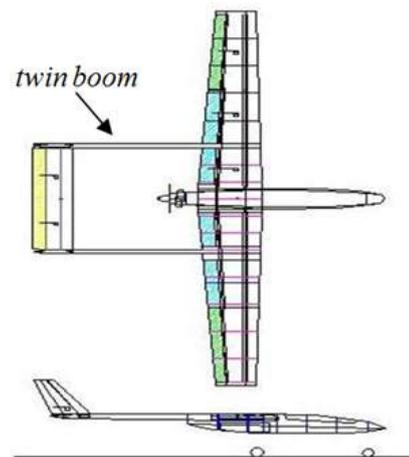
Gambar 3-1: Prosedur Analisis

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.2 Lendutan Dinamik pada Struktur Twin Boom LSU-05

Pesawat terbang nir awak LSU-05 diterbangkan pada kecepatan 100 km/jam sampai dengan 160 km/jam dengan berat total 70 kg. Komposisi beban penerbangan pada umumnya adalah mayoritas gaya angkat ada di sayap, sedangkan gaya angkat total struktur pesawat biasanya 80% didistribusikan sebagai total gaya pada sayap dan sisanya 20% sebagai total gaya pada badan pesawat (Shabeer KP, Murtaza M A., 2013). Oleh karena struktur *twin boom* sebagai penyetabil gerak terbang bisa jadi juga menerima seluruh gaya angkat dan sekaligus juga gaya dorong. Besarnya beban ini pada struktur *twin boom* disesuaikan dengan ketentuan *design requirement and development (DR&O)* LSU-05. Oleh karena itu beban tersebut akan diperiksa pengaruhnya terhadap kinerja struktur *twin boom*, pada saat operasional penerbangan berlangsung. Adapun posisi struktur *twin*

boom pada pesawat terbang nir awak LSU-05 seperti pada Gambar 4-1.



a. Gambar Teknik LSU-05 [2]

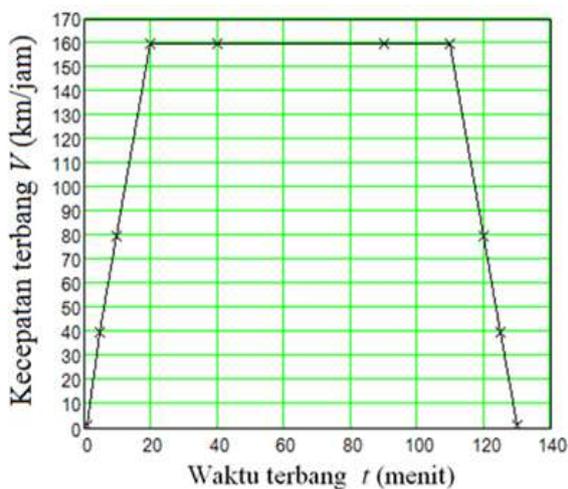


b. Persiapan Uji Terbang Pesawat LSU-05

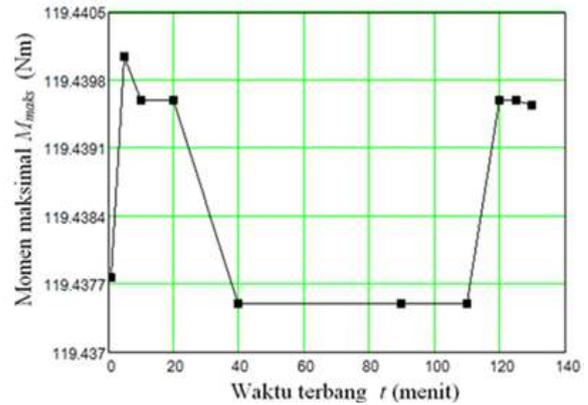
Gambar 4-1: Pesawat Terbang Nir awak LSU-05

Pernyataan misi dari struktur *twin boom* pesawat terbang nir awak LSU-05 seperti pada Gambar 4-1, adalah: diameter luar 16 mm, diameter dalam 14,6 mm, momen inersia penampang sebesar 15777 mm⁴, panjang 1950 mm, beban *twin boom* berdasarkan *DR&O* sebesar 250 N (Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014), terbuat dari bahan komposit *e-glass* yang mempunyai tegangan ijin bahan sebesar 650 MPa, bersifat ringan, tangguh, dan mudah digunakan. Seperti yang diketahui bahwa pesawat terbang nir awak ini bisa digunakan untuk berbagai keperluan baik sipil maupun militer, misalnya untuk kebutuhan survei, kegiatan pertanian (Rajesh A1, Harish G2, M.S. Ganesha Prasad, 2015), maupun untuk pemetaan garis pantai. Perkembangan disain struktur juga menjurus pada peningkatan kinerja

struktur dan aerodinamika, bekerjasama untuk menjangkau ketinggian dan ketahanan penerbangan dalam waktu yang lama (Pascual Marqués 1, Azouz Bachouche 2 and Angelo Maligno, 2013). Untuk itu bagi pesawat terbang nir awak LSU-05, yang akan diperuntukkan bagi misi damai sebagai pesawat pembawa peralatan kamera foto, video, maupun sensor telemetri (Farohaji Kurniawan, Yanuar Prabowo, 2013), sifat ringan dan tangguh pada struktur perlu mendapatkan perhatian, termasuk struktur *twin boom*, sehingga diperoleh beban muatan yang optimal, dalam arti berat strukturnya tidak terlalu besar. Sifat ringan, tangguh dan mudah digunakan dapat dipenuhi melalui pemilihan bahan struktur yang terbuat dari bahan komposit *e-glass*, disamping itu juga dapat diketahui melalui penyelidikan terhadap kemampuan lendutan struktur pada saat operasional penerbangan. Seberapa besar kemampuan yang dimaksud, dapat dianalisis melalui data pernyataan misi, konfigurasi LSU-05 seperti pada Gambar 4-1a. Gambar teknik, kecepatan dan lama terbang. Data tersebut kemudian diolah dengan dimasukkan dalam persamaan 2-1 s/d 2-17 dengan prosedur analisis seperti pada Gambar 3-1. Hasil olah data tersebut dituangkan pada grafik di Gambar 4-2 s/d 4-7.



Gambar 4-2: Lintasan terbang LSU-05

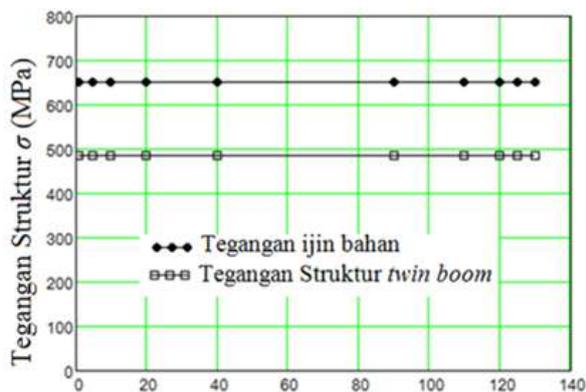


Gambar 4-3: Momen maksimal struktur

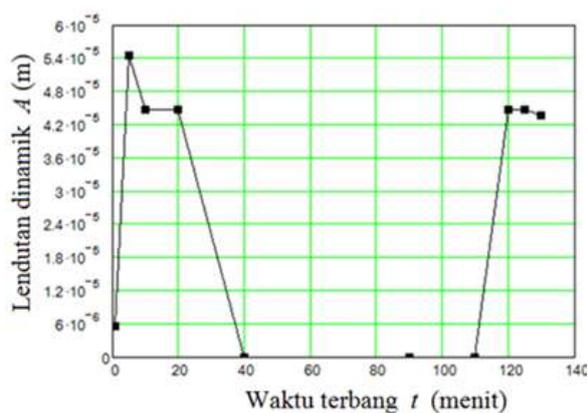
Gambar 4-2 menunjukkan lintasan terbang pesawat terbang nir awak LSU-05, terlihat bahwa pesawat beroperasi sampai dengan kecepatan 160 km/jam, selama 130 menit. Selama operasional ini, struktur *twin boom* mengalami momen maksimal seperti pada Gambar 4-3. Perubahan harga momen struktur *twin boom* tergantung pada beban dinamik yang ditimbulkan oleh percepatan terbang pesawat dan massa yang bekerja pada struktur. Pada saat awal penerbangan sampai dengan kecepatan terbang untuk mencapai terbang jelajah, diperlukan beda kecepatan yang besar antara kecepatan awal penerbangan dan kecepatan jelajah pada setiap waktu, dibandingkan pada saat terbang jelajah yang hampir mempunyai percepatan sama, atau bahkan kecepataannya hampir konstan berarti beban dinamikanya juga sangat kecil dan tidak perlu diperhitungkan, karena pengaruhnya ke struktur sangat kecil yaitu menghasilkan tegangan juga sangat kecil. Hal ini menunjukkan bahwa memang terjadi hubungan berbanding lurus antara percepatan, beban dan tegangan yang timbul (Atik Bintoro, 2013, S. Graham Kelly, 1993), demikian juga terjadi pada struktur *twin boom* LSU-05. Untuk percepatan yang sama selama terbang jelajah, bisa mengakibatkan timbul beban dinamik yang sama, yang pada gilirannya juga menimbulkan momen pada struktur *twin boom*. Hal ini bisa

dilihat pada saat terbang jelajah di menit ke 40 sampai dengan menit ke 110, pada saat ini struktur menerima momen struktur maksimal sebesar 119,438 Nm, sedangkan pada saat awal penerbangan harga momen sebesar 119,44 Nm, dan pada saat pesawat mulai turun kemudian mendarat di permukaan lapangan udara, momennya sebesar 119,43 Nm.

Momen maksimal yang ditimbulkan oleh beban dinamik penerbangan yang bekerja pada penampang lintang struktur sebagai komponen inersia, dan panjang struktur *twin boom* sebesar 1950 mm (Kosim Abdurrohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014), tentu akan menyebabkan terjadinya tegangan pada struktur *twin boom*. Tegangan ini akan berpengaruh pada keamanan struktur *twin boom*. Seberapa besar pengaruhnya dapat dipelajari melalui Gambar 4-4 dan 4-5.



Gambar 4-4: Tegangan struktur *twin boom*

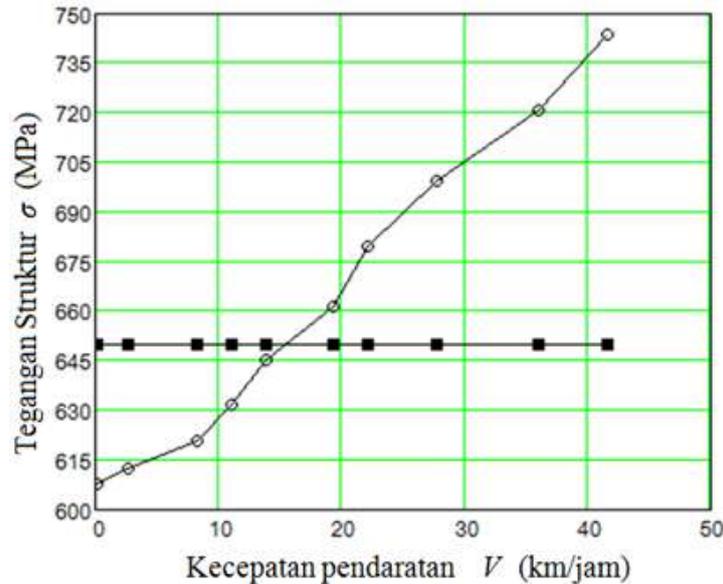


Gambar 4-5: Lendutan karena beban terbang

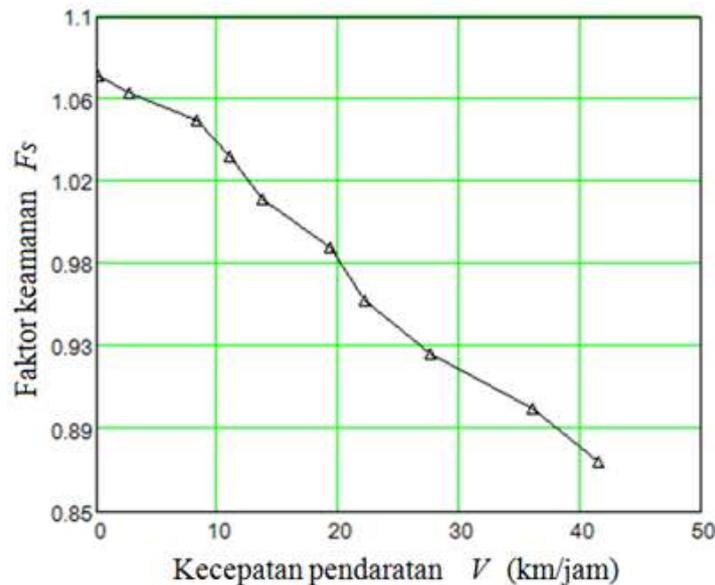
Gambar 4-4 menunjukkan bahwa tegangan yang terjadi pada struktur *twin boom* selama 130 menit penerbangan LSU-05, mulai dari awal penerbangan sampai dengan turun menuju pendaratan, besarnya tidak berubah, yaitu sebesar 482 MPa. Tegangan struktur ini, mengisyaratkan bahwa kemampuan struktur *twin boom* yang terbuat dari komposit *e-glass*, relatif aman dan tidak mengalami kerusakan. Hal ini sejalan dengan lendutan yang ditimbulkan pada struktur *twin boom* seperti tercantum di Gambar 4-5, sebagai akibat beban dinamik selama penerbangan, nilainya sangat rendah, yakni senilai $5,593 \times 10^{-6}$ m. Tegangan struktur yang terjadi tersebut apabila dibandingkan dengan nilai tegangan ijin bahan akan didapatkan angka faktor keamanan sebesar 1,32. Angka ini menunjukkan bahwa lendutan struktur *twin boom* relatif aman untuk kecepatan terbang sampai dengan maksimal 160 km/jam dengan rentang waktu penerbangan total selama 130 menit. Sedangkan untuk operasional pendaratan, terutama ketika awal menyentuh permukaan lapangan udara, bisa menimbulkan benturan jika kecepatan pendaratan berlebihan. Oleh karena itu perlu diketahui kemampuan struktur tersebut pada saat pendaratan.

3.3 Keamanan Pendaratan bagi Struktur *Twin Boom*

Kondisi kritis pendaratan yang melebihi kecepatan pendaratan, bisa memungkinkan struktur *twin boom* akan mengalami kerusakan sebagai akibat benturan yang terlalu keras dengan permukaan lapangan udara, sehingga menimbulkan reaksi momen berlebih, dan berujung terjadi tegangan berlebih pada struktur *twin boom*. Seberapa besar operasional kecepatan pendaratan dan bagaimana pengaruhnya pada lendutan struktur dapat dilihat di Gambar 4-6 dan 4-7.



Gambar 4-6: Tegangan struktur saat pendaratan



Gambar 4-6: Faktor keamanan saat pendaratan

Dari Gambar 4-6 dapat dipelajari bahwa, struktur *twin boom* akan mengalami tegangan pada saat pesawat terbang nir awak LSU-05 mendarat dengan kecepatan tertentu, misalnya untuk kecepatan pendaratan sampai dengan 14 km/jam struktur masih relatif bertahan, dalam arti tegangan yang terjadi hampir menyamai tegangan ijin bahan struktur, namun jika pesawat LSU didaratkan pada kecepatan di atas 20 km/jam dapat dikatakan struktur akan rusak, karena tegangan yang terjadi telah melampaui kemampuan tegangan

ijin bahan. Salah satunya sebagai akibat dari terjadinya lendutan struktur yang berlebihan (S. Graham Kelly, 1993, Atik Bintoro, 2013), serta angka faktor keamanan sudah di bawah angka satu. Agar struktur *twin boom* LSU-05 dapat bertahan tetap tangguh, pada saat pendaratan pesawat terbang nir awak, perlu dipertahankan pada kecepatan maksimal 3 km/jam dan kemudian diturunkan kecepatannya sampai pesawat benar benar berhenti. Pada kecepatan ini kondisinya relatif aman, dengan faktor keamanan 1,07 seperti pada

Gambar 4-7. Sebenarnya faktor keamanan sebesar ini masih rawan kerusakan, karena belum mempertimbangkan pengaruh gangguan lain, semisal kondisi permukaan landasan udara yang tidak rata, maupun tidak halus. Oleh karena itu struktur *twin boom* pesawat LSU-05 perlu diperbaiki jika diperlukan pendaratan di atas 3 km/jam, perbaikan ini bisa meliputi pemilihan ulang material maupun mendesain kembali tebal optimal struktur, atau jika strukturnya tidak dirubah, maka kecepatan pendaratan dibuat sepelan mungkin, jika memungkinkan mendarat pada kecepatan di bawah 3 km/jam. Hal ini untuk menghindari beban dinamik berlebih akibat benturan struktur dengan permukaan landasan udara terutama pada saat awal pendaratan, sehingga bisa mencegah kerusakan struktur *twin boom*.

3.4 Alternatif Perbaikan Struktur *Twin Boom* Pesawat LSU-05

Sebagaimana yang telah diketahui sebelumnya bahwa struktur *twin boom* Pesawat terbang nir awak LSU-05 dalam kondisi aman untuk kecepatan terbang di udara maksimal 160 km/jam. Tentu untuk kecepatan terbang di bawah kecepatan maksimal, semisal rata-rata hanya 30% kecepatan maksimal yaitu 40 km/jam setiap jam operasional, dapat dipastikan bahwa struktur tersebut dalam kondisi aman dalam arti Tegangan struktur akibat lendutan yang terjadi, masih di bawah nilai Tegangan ijin bahan seperti yang diinformasikan pada Gambar 4-2 dan Gambar 4-4. Tetapi untuk kecepatan pendaratan di lapangan udara, struktur mengalami kerusakan jika mendarat pada kecepatan pendaratan di atas 20 km/jam. Dengan asumsi bahwa kecepatan 20 km/jam ini atau kecepatan di atasnya akan pernah dilakukan pada suatu saat, akibat kecelakaan maupun kondisi darurat yang menyebabkan harus mendarat pada kecepatan 20 km/jam atau di atasnya, meskipun diduga hanya

sekali saja sebagai kecepatan pendaratan selama operasional Pesawat terbang nir awak LSU-05, terutama kecepatan pada saat awal tepat menyentuh permukaan lapangan udara, maka sudah selayaknya perlu perbaikan struktur *twin boom* tersebut, agar terhindar dari kerusakan struktur. Perbaikan ini, bisa menyangkut perubahan geometri yaitu tebal dan atau diameter struktur maupun bahan struktur. Namun demikian, karena struktur *twin boom* ini dalam operasionalnya tidak bisa terlepas dari peran beban penerbangan yang diterima, semisal gaya-gaya yang ditimbulkan oleh faktor aerodinamika pesawat, maka penelitian tentang hal ini juga perlu dilakukan, agar hasilnya dapat dijadikan sebagai bahan pertimbangan. Perbaikan struktur *twin boom* yang menyangkut perubahan geometri tidak bisa berdiri sendiri, yakni hanya sebatas pertimbangan dari sisi kepentingan struktur saja. Tetapi juga perlu masukan data aerodinamika (Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012). Sehingga untuk perubahan perbaikan struktur *twin boom* pesawat LSU-05 masih diperlukan data hasil penelitian karena pengaruh faktor aerodinamika, yang bisa jadi faktor ini juga akan berubah.

Salah satu langkah kompromi untuk mengoperasikan pesawat LSU-05 agar struktur *twin boom* tetap aman, sebagaimana yang telah dijelaskan, bahwa kondisi aman akan tercapai apabila pesawat diterbangkan sesuai dengan kondisi operasional yang diijinkan sampai dengan kecepatan 160 km/jam, dan mendarat pada kecepatan pendaratan maksimal mencapai 3 km/jam. Oleh karena itu sambil menunggu hasil penelitian yang berhubungan dengan gaya-gaya aerodinamika sebagai masukan untuk melakukan perbaikan struktur *twin boom* pada kesempatan penelitian selanjutnya, pesawat LSU-05 hasil litbangyasa pun masih bisa diterbangkan pada kecepatan terbang maksimal 160

km/jam, dan mendarat pada kecepatan pendaratan maksimal mencapai 3 km/jam.

4 KESIMPULAN

Lendutan struktur *twin boom* pesawat terbang nir awak LSU-05 memegang peranan yang penting pada saat pesawat beroperasi, baik pada saat tinggal landas di awal penerbangan, terbang jelajah maupun pada saat pendaratan awal ketika menyentuh permukaan lapangan udara. Lendutan yang diakibatkan oleh beban dinamik penerbangan ini bisa berlebih, dan akan menyebabkan tegangan struktur melampaui kemampuan tegangan ijin bahan, sehingga struktur mengalami kerusakan. Untuk menghindari kerusakan struktur, kecepatan pendaratan perlu dilakukan maksimal pada 14 km/jam atau kalau memungkinkan ketika awal menyentuh permukaan lapangan udara, kecepatan mendaratnya di bawah 10 km/jam. Pendaratan pada 14 km/jam merupakan pendaratan kritis yang memungkinkan terjadinya kerusakan struktur, sedangkan yang melebihi kecepatan 20 km/jam dapat diyakinkan bahwa kecepatan tersebut akan menyebabkan lendutan berlebih dan struktur *twin boom* mengalami kerusakan parah. Pendaratan yang relatif aman dapat dilakukan pada kecepatan maksimal mencapai 3 km/jam. Lendutan struktur *twin boom* pesawat LSU-05 pada saat awal penerbangan dan terbang jelajah, besar lendutan maksimal mencapai $5,593 \times 10^{-6}$ m. Berarti struktur ini pada dasarnya relatif tangguh, kecuali untuk pendaratan di atas 20 km/jam, struktur akan mengalami kerusakan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan terima kasih kepada semua pihak yang telah membantu terwujudnya tulisan ini, terutama kepada : Bp. Gunawan S Prabowo - Kepala Pusat Teknologi

Penerbangan-LAPAN, Bp. Agus Aribowo-Kepala Bidang Program dan Fasilitas, Bp. Agus Bayu Utama-Kepala Bidang Diseminasi, Tim Aerostruktur, Tim Propulsi, Tim Dokumentasi, dan Tim Litbangyasa LSU-05 Pustekbang LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

- Atik Bintoro, 2013, *Analisis Beban Hentak Struktur Penyangga Landing Gear Pesawat Nir awak LSU03*, Jurnal Teknologi Dirgantara, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Jakarta, Indonesia.
- Atik Bintoro, 2014, *Penentuan Spesifikasi Propeler Berdasarkan Kinerja Mesin Propulsi Pesawat Terbang Nir Awak LSU-05*, Buku Bunga rampai Hasil Penelitian dan Pemikiran ilmiah tentang Teknologi Pesawat terbang tanpa awak, Roket serta Satelit '2014, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Atik Bintoro, Dede Rahmat, 2013, *Penentuan Karakteristik EFI Untuk Pesawat Nir Awak Jenis LSU-05*, Buku Bunga Rampai Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- 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.
- Farohaji Kurniawan, Yanuar Prabowo, 2013, *Analysis of Real Time Experiment for LSU Application*, Proceeding of International Seminar on Aerospace Science and Technology, ISAST-2013.
- Jeffrey L., Ellwood, 1990, *Design and Construction of a Composite Airframe for UAV Research*, Master Of Science in Aeronautical Engineering Thesis, Naval Postgraduate School Monterey, California.

- Kosim Abdurohman, Fajar Ari Wandono, Doni Hidayat, 2014, *Stress Analysis of LSU 05Twin Boom Using Finite Element Method*, Proceedings of International Seminar of Aerospace Space Science and Technology, ISAST II-2014, Development of Aeronautics and Space Technology to Support Maritime Application, National Institute of Aeronautics and Space, LAPAN, Jakarta.
- Pascual Marqués 1, Azouz Bachouche 2 and Angelo Maligno, 2013, *Aerodynamic Evaluation of the Djebel Laassa UAV*, International Journal of Unmanned Systems Engineering (IJUSEng), Vol. 1, No. 1, 9-15.
- Rajesh A1, Harish G2, M.S. Ganesha Prasad, 2015, *Design and Optimization of SUAV Empennage*, International Journal of Engineering Research, Volume No.4, Issue No.6, 309-314, ISSN:2319-6890 (online),2347-5013 (print).
- S., Graham Kelly, 1993, *Fundamental of Mechanical Vibrations*, McGraw-Hill International Edition, New York.
- Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, 2012, *On the Design and Aero elastic Stability Analysis of Twin Wing-Tail Boom Configuration Unmanned Air Vehicle*, Proceeding of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, BR,19th, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado.
- Shabeer KP, Murtaza M A., 2013, *Optimization Of Aircraft Wing With Composite Material*, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 6, June 2013, Ahmedabad Gujarat, India.
- Sinung Tirtha Pinindriya, Jefri Abner Hamonangan, 2015, *Penentuan Karakteristik Aerodinamika Model LSU-05 Melalui Pengujian di Terowongan Angin Subsonik LAPAN*, Buku Bunga Rampai Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional, Indonesia Book Project (IBP), Jakarta.
- Tim Dokumentasi Pustekbang, 2015, *Kumpulan Foto Uji Terbang LSU-05*, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor.
- Wiranto Arismunandar, 2002, *Pengantar Turbin Gas dan Motor Propulsi*, Penerbit ITB, Bandung.

PENGEMBANGAN ANTENA HELIKS X-BAND 8,2 GHZ UNTUK SATELIT MIKRO (DEVELOPMENT OF 8.2 GHZ X-BAND HELICAL ANTENNA FOR MICRO SATELLITE)

Iwan Faizal

Pusat Teknologi Satelit

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Cagak Satelit Km. 4, Bogor 16310 Indonesia

e-mail: iwan.faizal@lapan.go.id; iwanfzl65@gmail.com

Diterima 8 Desember 2015; Direvisi 2 Februari 2016; Disetujui 26 April 2016

ABSTRACT

Helical antenna is one of the antennas which are very popular among amateurs satellite. In the X-band frequency, circularly polarized antenna is necessary, because it can overcome the effects of anomalous propagation, ground reflection, and rotational dynamic effects that occur in many satellites. These antennas have a large enough gain, that can reach 15 dB and has a directional radiation pattern with a bandwidth ratio of 1.78: 1 and is almost close to the broadcast antenna (≥ 2). The purpose of this research was to design, create prototypes, and analyze performance of X-band helical antenna at the frequency of 8.2 GHz for the micro satellite, which referred to the design of LAPAN-A3 satellite. This antenna manufacturing method using a silver-plated copper wire was used for winding helix with a diameter of 1.29 mm or AWG 16 (American Wire Gauge). The software was used to design helical antenna is 4NEC2. From the results of the design, the magnitude of VSWR (Voltage Standing Wave Ratio) obtained was 3.3, the magnitude of the beamwidth was 66 degrees. Based on test results in the Lab, the magnitude of the beamwidth was 66 degrees, and the magnitude of VSWR was 1.39. Differences VSWR were due 4NEC2 used the technique of axial feed, while the helical antenna prototype used technique peripheral feed in the its matching impedance.

Keywords: helical antenna, beamwidth, gain, impedance, VSWR

ABSTRAK

Antena heliks adalah salah satu antena yang sangat populer dikalangan satelit amatir. Pada frekuensi *X-Band* antena berpolarisasi sirkuler sangat diperlukan, karena dapat mengatasi efek dari anomali propagasi, refleksi tanah, dan efek *spin* yang banyak terjadi pada satelit. Antena ini memiliki *gain* yang cukup besar, dapat mencapai 15 dB dan memiliki pola radiasi terarah dengan rasio lebar pita 1,78:1 dan hampir mendekati antena *broadcast* (≥ 2). Tujuan dari penelitian ini adalah untuk merancang, membuat prototipe dan menganalisis performa antena heliks *X-Band* pada frekuensi 8,2 GHz untuk satelit mikro, yang mengacu pada desain satelit LAPAN-A3. Metode manufaktur antena ini menggunakan kawat tembaga berlapis perak yang digunakan untuk lilitan heliks dengan diameter 1,29 mm atau AWG 16. Perangkat lunak yang digunakan untuk mendesain antena heliks adalah 4NEC2. Hasil uji simulasi desain antena helix diperoleh nilai *VSWR* 3,3, dan *beamwidth* 66 derajat. Dari hasil pengujian *VSWR* yang didapat adalah 1,39 dan *beamwidth* 66 derajat. Perbedaan *VSWR* tersebut dikarenakan 4NEC2 menggunakan teknik *axial feed*, sementara prototipe antena heliks menggunakan teknik *peripheral feed* pada penyesuaian impedansinya.

Kata kunci: *antena heliks, lebar berkas, penguatan, impedansi, VSWR*

1 PENDAHULUAN

Antena heliks moda aksial memancarkan seperti *endfire radiator* dengan pancaran tunggal sepanjang sumbu heliks [Faizal, I and I. Priyanto, 2015] dan besarnya keliling heliks (*circumference*) hampir mendekati panjang gelombangnya ($C \sim \lambda$) [J D Kraus, 2001; King, H., E., and J.L., Wong, 2007; W L Stutzman., G A Thiele, 1998].

Pola radiasi antena heliks moda aksial ini adalah *directional* (terarah) sehingga sesuai untuk misi/aplikasi satelit mikro [Faizal, I and I. Priyanto, 2015].

Polarisasi antena heliks moda aksial ini adalah sirkular (lingkaran). Jika antena ini ditempatkan di satelit maka polarisasinya adalah *Right Handed Circular Polarization* (RHCP) akan lebih baik dibandingkan dengan polarisasi *Left Handed Circular Polarization* (LHCP) dalam hal *gain*-nya. Antena heliks berpolarisasi LHCP biasanya ditempatkan di *ground station* sebagai *feed* parabola. Antena heliks moda aksial ini dapat menerima sinyal dengan tipe polarisasi linier seperti vertikal dan horizontal [American Radio Relay League (ARRL), 2007].

Matching impedance (penyesuaian impedansi) pada antena heliks moda aksial dapat mempengaruhi performa antena. Biasanya impedansi antena heliks (Z_a) besarnya antara 100-200 Ω , sedangkan besarnya impedansi kabel *coax* (Z_c) adalah 50 Ω , jadi perlu dibuatkan *matching impedance* di antara antena dan kabel *coax*. Indikator *Matching impedance* dikatakan baik adalah jika *VSWR* antena tersebut ≤ 2 [Faizal, I. 2011].

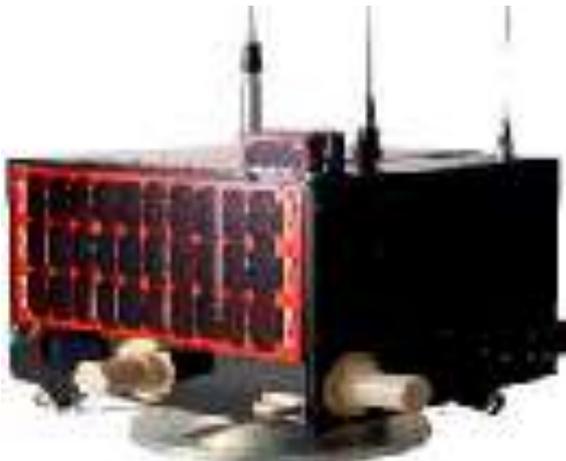
Untuk mendesain antena heliks moda aksial ini hanya perlu dipilih beberapa variabel. Pertama adalah diameter dan *circumference* digunakan sebagai parameter dalam menentukan frekuensi kerja dari antena heliks moda aksial. Kedua adalah panjang aksial dan *pitch angle* yang akan mempengaruhi *gain* antena heliks [Faizal, I. 2011].

Varian antena heliks telah digunakan secara luas di sistem komunikasi satelit dan sistem komunikasi bergerak dengan *gain* dan *directivity* yang tinggi [Narayanan, A., et al. 2014]. Model antena ini sudah diaplikasikan pada beberapa satelit seperti: LAPAN-TUBSAT, LAPAN-A2/LAPAN-ORARI, LAPAN-A3/LAPAN-IPB dan P3E AMSAT-DL.



Gambar 1-1: LAPAN-TUBSAT (Sumber: <http://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de/tubsat/LAPAN-TUBSAT>)

Gambar 1-1 memperlihatkan antenna heliks (tertutup *radome* warna *cream*) di *on-board* LAPAN-TUBSAT.



Gambar 1-2: LAPAN-A2/LAPAN-ORARI (Sumber: <http://lapan.go.id>)

Gambar 1-2 diperlihatkan dua buah antenna heliks (tertutup *radome* berwarna *cream*).



Gambar 1-3: LAPAN-A3/LAPAN-IPB (Sumber: <http://pusteksat.lapan.go.id/>)

Gambar 1-3 diperlihatkan satu buah antenna heliks (tertutup *radome* berwarna *cream*).



Gambar 1-4: P3E AMSAT-DL (Sumber: <http://promotion.refunion.org/racq/activites/sat.php>)

Gambar 1-4 memperlihatkan antenna heliks moda aksial *RHCP* yang diletakkan di *on-board* satelit amatir *P3E AMSAT-DL*.

Tujuan dari riset ini yaitu merancang, membuat prototip dan menganalisis performa antenna heliks *X-Band* 8.2 GHz untuk satelit mikro yang mengacu kepada desain satelit LAPAN-A3. Antena heliks ini menggunakan kawat tembaga dilapisi perak (*silver plated copper wire*) dengan diameter 1,29 mm atau *AWG 16* (*American Wire Gauge*) sebagai lilitannya.

2 METODOLOGI

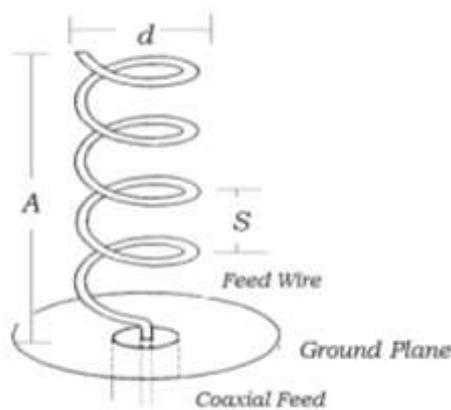
Metode yang digunakan yaitu mendesain antenna heliks moda aksial dengan frekuensi operasi 8,2 GHz dengan *beamwidth* 70°. Selanjutnya, dilakukan simulasi menggunakan perangkat lunak *4NEC2*. Dari hasil simulasi kemudian dilakukan rancang bangun antenna heliks menggunakan kawat tembaga berlapis perak dengan diameter 1,29 mm. Antena heliks hasil rancang bangun diuji di laboratorium. Dari hasil simulasi dan uji lab kemudian dianalisis dan diambil kesimpulannya. Diagram alir penelitian ditampilkan pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Diagram alir penelitian

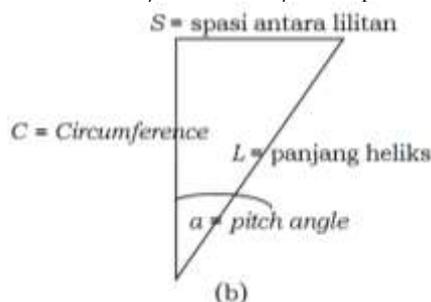
3 LANDASAN TEORI

Gambar 3-1 diperlihatkan beberapa parameter penting pada desain antenna heliks yaitu: diameter antenna (d), *circumference* (C), spasi antara lilitan (S), *pitch angle* (α), panjang aksial (A).



(a)

(sumber: <http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-02102000-19330046/unrestricted/07chapter2.PDF>)



(b)

Gambar 3-1:(a) Geometri antenna helix (b) Hubungan antara *circumference* (C), diameter heliks (d), *pitch angle* (α), spasi diantara lilitan (S), dan panjang heliks (L)

3.1 Panjang Gelombang

Perhitungan untuk mendapatkan besarnya panjang gelombang (λ) antenna heliks ini dengan menggunakan persamaan berikut [American Radio Relay League (ARRL), 2007]:

$$\lambda = \frac{c}{f_c} \quad (\text{cm}) \quad (3-1)$$

dengan,

c = kecepatan cahaya ($3 \cdot 10^8$ m/dtk)

f_c = frekuensi center (Hz)

3.2 Diameter Heliks

Diameter antenna heliks berbanding lurus dengan panjang gelombangnya, dan berbanding terbalik dengan parameter lingkarannya. Persamaannya adalah sebagai berikut [W L Stutzman., G A Thiele, 1998]:

$$d = \frac{\lambda}{\pi} \quad (\text{cm}) \quad (3-2)$$

dengan,

π = parameter lingkaran (3,14).

3.3 Keliling Heliks

Antena heliks yang didesain merupakan antenna heliks moda aksial yang memiliki nilai keliling heliks (*circumference*) adalah sebagai berikut [J D Kraus, 2001; King, H., E., and J.L., Wong, 2007; W L Stutzman., G A Thiele, 1998]:

$$C \approx \lambda \quad (\text{cm}) \quad (3-3)$$

3.4 Pitch Angle

Dimensi heliks untuk moda axial memiliki keliling antenna heliks satu panjang gelombang pada frekuensi tengahnya. Kraus mendefinisikan *pitch angle* dengan persamaan sebagai berikut [J D Kraus, 2001]:

$$\alpha = \arctan \frac{S}{C} \quad (\text{derajat}) \quad (3-4)$$

3.5 Panjang Aksial

Besarnya panjang aksial adalah berbanding lurus dengan banyaknya putaran/lilitan (N) dan spasi di antara lilitan (S), berikut [J D Kraus, 2001]:

$$A = N.S \quad (\text{cm}) \quad (3-5)$$

3.6 Panjang Heliks

Panjang heliks berbanding lurus dengan banyaknya putaran (N) dikalikan dengan akar spasi di antara lilitan (S) kuadrat ditambah *circumference* (C) kuadrat, persamaannya sebagai berikut [C A Balanis., 2005]:

$$L = N\sqrt{S^2 + C^2} \quad (\text{cm}) \quad (3-6)$$

3.7 Ground Plane

Banyak model *ground plane* yang digunakan seperti *square plates*, *wire grids*, *cavities*, dan *loops*. Diameter *ground plane* bervariasi tetapi tidak melebihi dari $0,8\lambda < G_p < 1,1$. Namun demikian, besarnya *ground plane* yang sering digunakan adalah [American Radio Relay League (ARRL), 2007]:

$$G_p = 0,94\lambda \quad (\text{cm}) \quad (3-7)$$

3.8 Axial Ratio

Axial Ratio merupakan salah satu indikator baik buruknya suatu antena, jika N nya besar maka AR nya mendekati 1 dan polarisasinya nyaris sirkuler [King, H., E., and J.L., Wong, 2007].

$$AR = \frac{2N + 1}{2N} \quad (3-8)$$

3.9 Gain

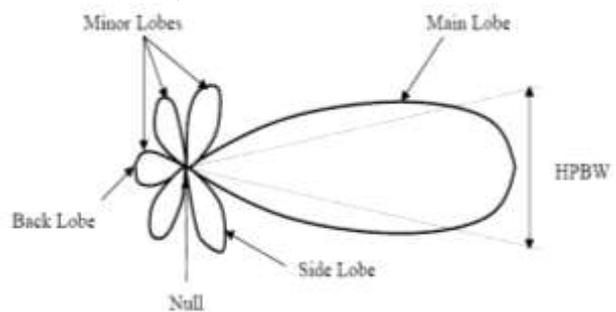
Gain adalah perhitungan rasio dari panjang fisik antena terhadap kemampuan pancaran dari standar antena. Persamaan *gain* untuk antena heliks moda aksial adalah sebagai berikut [Kumar, L., et al. 2015]:

$$G = 11.8 + 10\log\left(\frac{A}{\lambda^2}\right) \quad \text{dBi} \quad (3-9)$$

3.10 Beamwidth

Pada Gambar 3-2 *Half Power Beamwidth* (HPBW) adalah sudut yang dibentuk oleh titik yang bernilai setengah dari daya pancar maksimum pada *major lobe* berpolarisasi vertikal, horizontal dan sirkular. Besarnya HPBW antena heliks dapat dihitung menggunakan persamaan berikut [Singh, P., et al. (2012)]:

$$HPBW = \frac{52}{C_{\lambda}\sqrt{NS\lambda}} \quad (\text{derajat}) \quad (3-10)$$



Gambar 3-2: Pola radiasi antena heliks (Sumber:

http://www.biroengineering.com/technical_bulletin/tb_2010_03.html, diakses Juni 2014)

3.11 Impedansi Antena

Impedansi antena heliks (Z_a) didefinisikan sebagai impedansi yang diberikan oleh antena di terminalnya. Karena menggunakan *peripheral feed* maka impedansi antena heliks moda aksial dihitung menggunakan persamaan berikut [J D Kraus, 2001]:

$$Z_a = 150 \frac{C}{\lambda} \quad (\Omega) \quad (3-11)$$

3.12 Matching Impedance

Impedansi kabel *coax* (Z_c) besarnya 50Ω , sedangkan impedansi antena heliks (Z_a) besarnya antara $100-200 \Omega$, maka perlu dilakukan penyesuaian impedansi antara antena dan kabel *coax*. Perhitungan penyesuaian impedansi dapat dilakukan dengan menggunakan persamaan berikut [Faizal, I. 2011]:

$$Z_{MI} = \sqrt{Z_c Z_a} \quad (\Omega) \quad (3-12)$$

3.13 Spasi di Atas Ground Plane

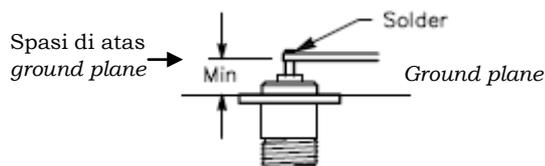
Pembuatan konstruksi *matching impedance* ditentukan oleh tiga hal yaitu: lebar plat (w), tebal plat (t), dan panjang plat (l) $= 1/4\lambda$. Sedangkan perhitungan spasi di atas *ground plane* (h) seperti pada Gambar 3-3, adalah sebagai berikut [Faizal, I. 2011]:

$$h = \frac{(w+t) \ln^{-1}(Z_{MI}/56)}{7,5} \quad (\text{mm}) \quad (3-13)$$

dengan,

w = lebar plat (mm),

t = tebal plat (mm)



Gambar 3-3: Spasi di atas Ground plane

3.14 Voltage Standing Wave Ratio

Voltage Standing Wave Ratio (VSWR) adalah perbandingan besarnya *matching impedance* (Z_{MI}) dengan besarnya impedansi kabel coax (Z_c). Suatu parameter antenna dipastikan memiliki performa yang baik jika memiliki $VSWR \leq 2$. Persamaannya sebagai berikut [American Radio Relay League (ARRL), 2007]:

$$VSWR = \frac{Z_{MI}}{Z_c} \quad (3-14)$$

dengan,

$Z_{MI} > Z_c$

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Desain Antena Heliks

Dengan nilai frekuensi center (f_c) antenna heliks moda aksial X-Band 8,2 GHz, kecepatan cahaya (c) sebesar 3.10^8 m/dtk, putaran/lilitan (N) = 3,1 dan diameter konduktor (d_k) sebesar 1,29 mm dan dengan menggunakan persamaan (3-2) sampai (3-8) dan (3-10), maka akan didapat data-data pada Tabel 4-1.

Tabel 4-1: DATA ANTENA

Uraian	Simbol	Nilai
Panjang gelombang	λ	3,66 cm
Radius antenna	r	0,583 cm
Pitch angle	a	10°
Panjang heliks	L	11,52 cm
Panjang aksial	A	2,02cm
Ground plane	G_p	2,74 cm
Axial Ratio	AR	1,16

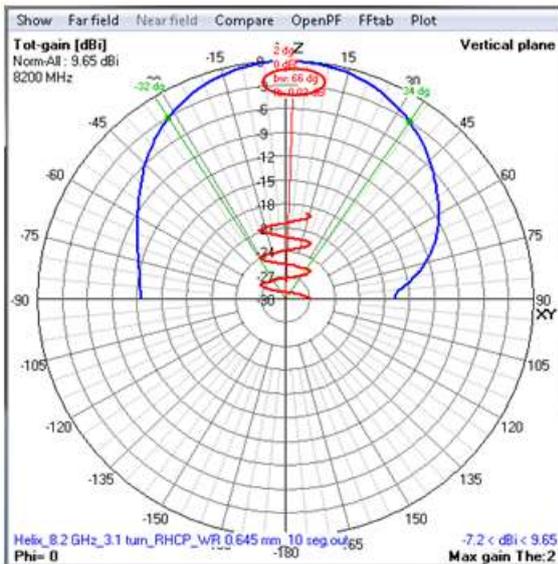
Data pada Tabel 4-2 didapat dari persamaan (3-11) sampai dengan persamaan (3-13) untuk data *matching impedance*.

Tabel 4-2: DATA MATCHING IMPEDANCE

No	Uraian	Simbol	Nilai
1	Impedansi kabel	Z_c	50 Ω
2	Impedansi antenna	Z_a	150 Ω
3	Matching impedance	Z_{MI}	86,6 Ω
4	Lebar konduktor (dipilih)	w	3 mm
5	Tebal konduktor (dipilih)	t	0,2 mm
6	Panjang konduktor	l	9,15 mm
7	Spasi di atas ground plane	h	2,01 mm

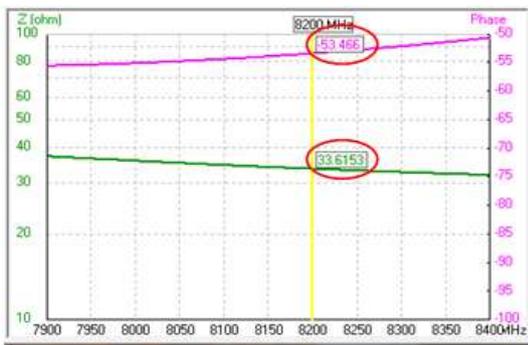
Selanjutnya data pada Tabel 4-2 nomor (3-6) digunakan untuk menghitung spasi di atas *ground plane* (h) memakai persamaan (3-13). Besarnya spasi di atas *ground plane* dapat dilihat pada Tabel 4-2 dan bentuk *matching impedance*-nya diperlihatkan pada Gambar 4-7.

Data antenna Tabel 4-1 selanjutnya disimulasikan melalui perangkat lunak 4NEC2, dan hasilnya ditampilkan di Gambar 4-1, Gambar 4-2, Gambar 4-3, dan Gambar 4-4.



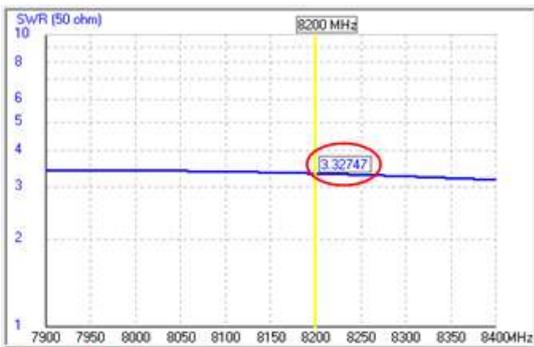
Gambar 4-1: Pola radiasi dan gain antenna heliks

Gambar 4-1 memperlihatkan pola radiasi antenna heliks moda aksial dengan beamwidth 66° dan gain 9,65 dBi pada frekuensi 8,2 GHz pada bidang vertikal.



Gambar 4-2: Impedansi antenna

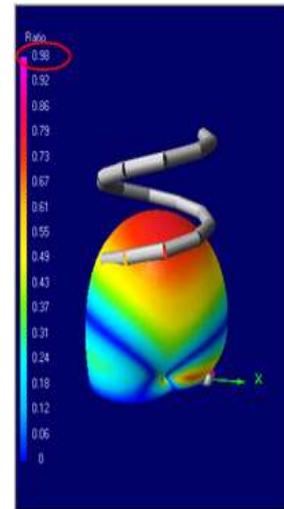
Pada Gambar 4-2 memperlihatkan besarnya impedansi antenna heliks moda aksial (Z_a) adalah 33,6-j53,47 Ω .



Gambar 4-3: SWR antenna

Besarnya VSWR antenna hasil simulasi pada Gambar 4-3 adalah 3,3 pada frekuensi 8,2 GHz.

AR merupakan salah satu indikator baik buruknya antenna, AR antenna yang baik mempunyai nilai 1 (sirkuler). Besarnya AR antenna hasil rancangan seperti pada Gambar 4-4 adalah senilai 0,98.

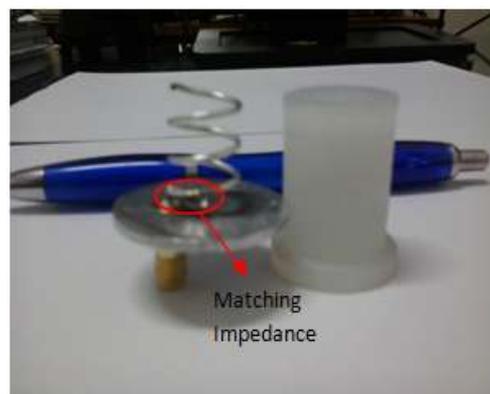


Gambar 4-4: AR antenna

4.2 Rancang Bangun Antena Heliks

Bahan-bahan yang digunakan dalam pembuatan prototip antenna heliks ini (Gambar 4-5) adalah:

- Teflon sebagai selubung antenna;
- Plat aluminium dipakai sebagai ground plane;
- Kabel tembaga berapis perak sebagai lilitan heliks \varnothing 1,29 mm;
- Plat tembaga dipakai sebagai konstruksi penyesuai impedansi;
- Konektor SMA gold male 50 Ω .



Gambar 4-5: Prototip antenna heliks

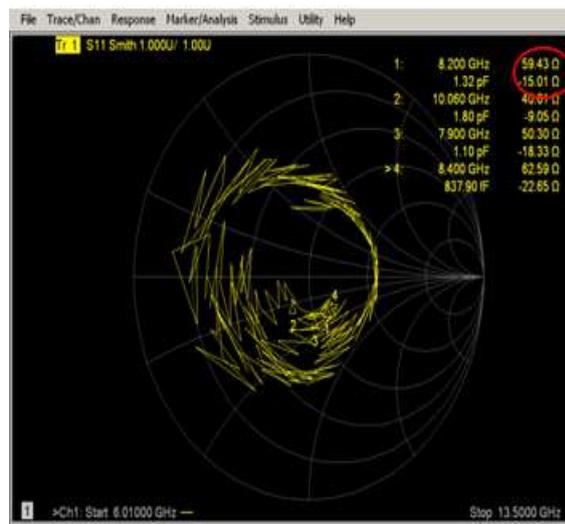
4.3 Pengujian dan Analisis Antena Heliks Hasil Rancang Bangun

Pengujian antena dilakukan di dalam *Anechoic Chamber* PUSLIT SMTP LIPI PUSPIPTEK Serpong pada 12 Mei 2015. Parameter antena yang diuji adalah Pola radiasi (*beamwidth*) (Gambar 4-6), sementara untuk pengujian *VSWR* dan impedansi antena heliks menggunakan *PNA (Phase Network Analyzer)*, dilakukan pada Januari 2015 di Lab Bus Satelit PUSTEKSAT, LAPAN, Bogor.



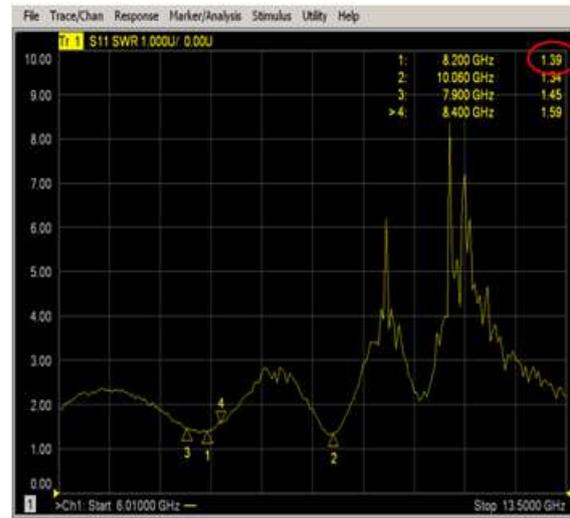
Gambar 4-6: Pengujian *pattern* antena

Pada Gambar 4-7 diperlihatkan besarnya impedansi antena heliks hasil pengujian yang dituangkan ke dalam *Smith Chart*. Besarnya impedansi antena pada frekuensi 8,2 GHz adalah 59,43-j15,01 Ω .



Gambar 4-7: Impedansi antena heliks

Pada Gambar 4-8 diperlihatkan nilai dari *VSWR* antena heliks hasil pengujian pada frekuensi 8,2 GHz adalah 1,39.



Gambar 4-8: *VSWR* antena heliks

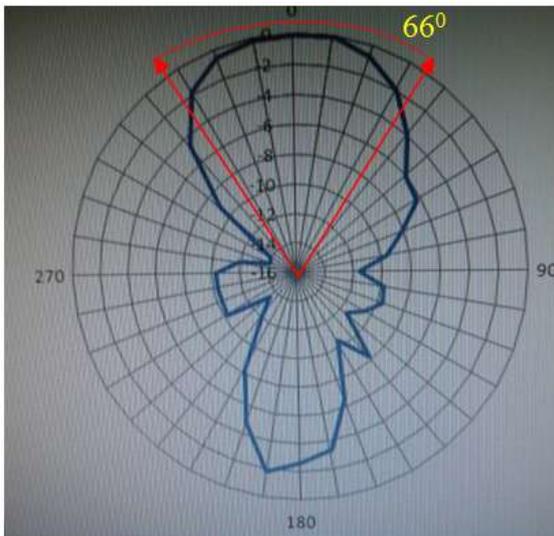
Tabel 4-3: KOMPARASI ANTENA LAPAN-A3 DENGAN ANTENA SIMULASI DAN UJI

No	Parameter	Antena		
		LAPAN-A3	Simulasi	Uji
1	GAIN	5,5 dBi	9,65 dBi	-
2	HPBW	70°	66°	66°
3	VSWR	1,22	3,3	1,39

Maksimum *gain* yang dihasilkan dari antena LAPAN-A3 adalah 5.5 dBi (Tabel 4-3 dan *data sheet* antena *X-band* LAPAN-A3), *gain* antena heliks hasil simulasi adalah 9,65 dBi terjadi pada inklinasi 2° (Gambar 4-1 dan Tabel 4-3), sementara besarnya *gain* antena uji tidak ada atau belum dilakukan pengujian, karena tidak memiliki antena pembanding/referensi, namun merujuk pada spesifikasi antena heliks LAPAN-TUBSAT dengan 3,1 lilitan dengan *gain* 8,5 dBi. Dengan *gain* 8,5 dBi maka konsumsi daya pada antena tersebut lebih sedikit jika dibandingkan dengan antena LAPAN-A3.

Dari Tabel 4-3 dan *data sheet* antena *X-band* LAPAN-A3, besarnya

beamwidth antenna LAPAN-A3 adalah 70° . Sementara *beamwidth* antenna heliks hasil pengujian (Gambar 4-9) besarnya sama dengan hasil simulasi yaitu 66° (Gambar 4-1). Tetapi pada antenna uji terdapat *back lobe* yang besar yang membuat nilai *front to back ratio* mengecil menjadi 2 dB, kondisi ini dipengaruhi oleh ukuran dari *ground plane* antenna yang tidak tepat dalam pembuatannya. Terdapat perbedaan *beamwidth* 4° antara antenna LAPAN-A3 dengan antenna simulasi dan uji, hal ini dipengaruhi oleh diameter kawat antenna yang agak besar, sehingga berakibat berkurangnya *coverage area* antenna uji tersebut tetapi disisi lain gain antenna dapat meningkat.



Gambar 4-9: *Beamwidth* antenna heliks

Pada Gambar 4-2 nilai impedansi antenna heliks hasil dari simulasi adalah $33,6-j53,47 \Omega$. Dari hasil pengujian besarnya impedansi antenna heliks adalah $59,43-j15,01 \Omega$ (Gambar 4-7). Nilai impedansi hasil simulasi jauh lebih buruk dibandingkan dengan nilai impedansi hasil pengujian, hal ini terjadi karena ketika simulasi dilakukan, 4NEC2 tidak memperhitungkan *matching impedance*. Nilai impedansi hasil pengujian walau tidak terpaut jauh dengan nilai impedansi kabel *coax* 50Ω , tetapi masih dapat menimbulkan sedikit

gelombang pantul yang berakibat pada meningkatnya *VSWR*.

Besarnya *VSWR* antenna LAPAN-A3 adalah 1,22 (Tabel 4-3 dan *data sheet* antenna *X-band* LAPAN-A3). Pada Gambar 4-3, *VSWR* antenna heliks hasil simulasi adalah 3,3. Nilai ini didapat karena 4NEC2 menggunakan teknik aksial *feed*, artinya besarnya *VSWR* yang dihasilkan tergantung dari besarnya diameter kawat yang disimulasikan. Sementara besarnya *VSWR* antenna heliks hasil pengujian (teknik *peripheral feed*) adalah 1,39 (Gambar 4-8). Terdapat perbedaan besarnya *VSWR* antenna LAPAN-A3 dan *VSWR* antenna uji, hal ini disebabkan oleh pembuatan *matching impedance* nya yang kurang tepat pada antenna uji. Secara keseluruhan antenna hasil pengujian sudah cukup baik karena sudah memenuhi persyaratan ($VSWR \leq 2$).

5 KESIMPULAN

Setelah melalui beberapa tahapan simulasi dan pengujian laboratorium, didapat besarnya *gain* antenna hasil uji (perkiraan berdasarkan *data sheet* antenna LAPAN-TUBSAT). Jika dibandingkan dengan *gain* antenna LAPAN-A3 maka *gain* antenna hasil uji jauh lebih baik dan secara teknik konsumsi dayanya juga lebih sedikit. Besarnya *beamwidth* antenna hasil simulasi dan antenna pengujian adalah sama, tetapi pada *beamwidth* antenna pengujian dihasilkan *back lobe* yang besar yang membuat nilai *front to back ratio* mengecil dan dapat mempengaruhi kemampuan daya pancar antenna. Kondisi ini diakibatkan oleh ukuran dari *ground plane* antenna heliks yang tidak tepat dalam pembuatannya. Ada perbedaan *beamwidth* antara antenna LAPAN-A3 dan antenna uji, hal ini dapat terjadi karena besarnya diameter kawat antenna uji yang digunakan tidak tepat dan akibatnya mengurangi *coverage area* antenna tersebut. Terdapat perbedaan besarnya *VSWR* antenna LAPAN-A3

dengan antenna uji. Kondisi ini dapat terjadi karena pembuatan *matching impedance* yang tidak presisi sehingga menimbulkan sedikit gelombang pantul yang dapat mengurangi performa antenna. Secara keseluruhan kondisi persyaratan hasil pengujian sudah dipenuhi, maka dapat dipastikan antenna heliks moda aksial ini memiliki performa yang baik memancar seperti *endfire radiator* memiliki pancaran tunggal sepanjang sumbu heliks.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penelitian ini didanai oleh DIPA Pusteksat LAPAN TA 2015. Ucapan terima kasih untuk teman-temanku yaitu Irwan P, Adi F, Dwiyanto, Eriko NN dan Kusnadi atas dukungannya sehingga *paper* ini dapat terealisasi.

DAFTAR RUJUKAN

- American Radio Relay League (ARRL), (2007). *Antenna Book*, 21th Edition. The ARRL, Inc, ISBN: 0-87259-987-6.
- C A Balanis, (2005). *Antenna Theory: Analysis and Design*, Third Edition. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, ISBN: 0-471-66782-X.
- Data Sheet antenna LAPAN-TUBSAT, 2007.
- Data Sheet Antena X-Band LAPAN-A3, 2011.
- Faizal, I., and I., Priyanto, (2015). *Pengaruh Dimensi Heliks Terhadap Jenis Pola Radiasi Antena*. Pp. In Prasetyo, N.A, *et al.*, (ed.) Bunga Rampai Hasil Litbangyasa: Teknologi Pada Pesawat Terbang, Roket dan Satelit. Penerbit IBP (Indonesia Book Project) Jakarta Selatan. ISBN: 978-602-70353-8-6.

- Faizal, I. (2011). *Rancang Bangun Antena Helix S-Band Untuk Satelit*. 15-30. In Sunaryati, A.P and Tanoemihardja, S. (ed.) *Satelit untuk Mitigasi Bencana, Pemantauan Maritim dan Ketahanan Pangan*. Penerbit IPB Press, Bogor. ISBN: 978-979-493-352-7.
- http://www.biroengineering.com/technical_bulletin/tb_2010_03.html, diakses Juni 2014)
- <http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-02102000-19330046/unrestricted/07chapter2.PDF>
- J D Kraus, (2001). *Antennas*, Second Edition, Tata McGraw-Hill Publishing Company Limited, New Delhi, ISBN: 0-07-035422-7.
- King, H., E., and J.L., Wong, (2007). *Helical Antenna*. Chapter 13. In Johnson, R.C. (ed.) *Antenna Engineering Handbook*, McGraw-Hill. Inc, NY. ISBN: 0-07-032381-X.
- Kumar, L., *et al.* (2015). *Design of Helical Antenna Using 4NEC2*, International Journal of Engineering Research and General Science Vol. 3 Issue 2, ISSN: 2091-2730.
- Narayanan, A., *et al.* (2014). *Design of Axial Mode Helical Antenna Array for NOAA-18 HRPT Reception at 1700 MHz*, PISER Journal Vol. 02 Issue 02/06, ISSN: 2347-6680 (E).
- Singh, P., *et al.* (2012). *Single Band Helical Antenna in Axial Mode*, International Journal of Electronics Communication and Computer Technology (IJECCCT) Vol. 2 Issue 6, ISSN: 2249-7838.
- W L Stutzman., G A Thiele, (1998). *Antenna Theory and Design*, Second Edition. John Wiley & Sons. Inc. NJ, ISBN: 978-0-471-02590-0.

DESAIN AWAL SISTEM SATELIT TELEKOMUNIKASI PERTAHANAN INDONESIA (PRELIMINARY DESIGN OF INDONESIAN MILITARY TELECOMMUNICATION SATELLITE)

Robertus Heru Triharjanto^{*}, Luqman Faturrohim^{}, Ridanto Eko Poetro^{1**}, Hari Muhammad^{**}**

^{*}Pusat Teknologi Satelit

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Cagak Satelit Km. 4, Bogor 16310 Indonesia

^{**}Program Studi Aeronotika dan Astronotika, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara

Institut Teknologi Bandung

Jl. Ganesha 10 Bandung 40132 Jawa Barat

¹e-mail: ridanto@ae.itb.ac.id

Diterima 16 Desember 2015; Direvisi 7 Februari 2016; Disetujui 10 Mei 2016

ABSTRACT

As the biggest archipelago in the world, Indonesia really needs satellite system to support its defense and security. Based on that, this research aims to produce the preliminary design of telecommunication satellite system needed for defense and security campaign in Indonesia. Per best practice in aerospace engineering, the satellite preliminary design is preceded by a satellite concept design. In the concept design process, the users' requirements, in this case, the Indonesian military, are studied, and comparative study is done for military telecommunication satellite solution that other countries used. The results are the satellite mission requirements, and design constraints to be used in the satellite preliminary design. The preliminary design shows that 2 kinds of satellites are needed to accommodate the mission requirements. i.e. L-band for mobile communications and C-band for fixed-high-datarate communication. Based on the available slots and the design constraints, the L-band satellite will be placed at 123 E. The satellite will weigh 2200 kg, has a power capacity of 1 kW, and can provide data communication with the speed of 512 kbps. The C-band satellite, that will be placed at 118 E, will weigh 2400 kg, has power capacity of 1.5 kW, and can provide data communication with the speed of 10 Mbps. Both satellites can operate for 10 years.

Keywords : *satellite design, defense telecommunications, Indonesian military*

ABSTRAK

Indonesia sebagai negara kepulauan terluas di dunia amat memerlukan sistem satelit untuk menunjang sistem pertahanan dan keamanannya. Atas motivasi tersebut penelitian ini bertujuan untuk membuat desain awal sistem satelit telekomunikasi yang diperlukan untuk pertahanan dan keamanan di Indonesia. Sesuai kaidah perancangan satelit, proses desain awal didahului dengan pembuatan desain konsep. Pada proses desain konsep dilakukan pendefinisian kebutuhan pengguna, dalam hal ini pihak TNI dan Kementerian Pertahanan, dan studi banding atas solusi satelit telekomunikasi pertahanan di mancanegara. Hasil desain konsep adalah persyaratan misi dan batasan desain, yang harus diacu pada tahap desain awal satelit. Desain awal, diantaranya, menetapkan desain muatan sehingga dapat mengakomodasikan misi, serta ukuran dan berat dari bus satelit, agar bisa memenuhi kebutuhan muatan. Hasil menunjukkan bahwa pemenuhan desain konsep hanya bisa dilakukan dengan desain awal 2 tipe satelit telekomunikasi, yakni dengan frekuensi L-band untuk komunikasi bergerak, dan frekuensi C-band untuk komunikasi statis dengan kecepatan tinggi. Sesuai ketersediaan *slot* yang menjadi batasan desain, satelit L-band akan ditempatkan di 123 BT. Satelit tersebut mempunyai berat 2200 kg, konsumsi daya 1 kW, dan dapat melayani komunikasi data dengan kecepatan 512 kbps. Satelit C-band, yang akan berada di 118 BT, mempunyai berat 2400 kg, kapasitas daya 1.5 kW, dan dapat melayani komunikasi data dengan kecepatan 10 Mbps. Kedua satelit tersebut dapat beroperasi selama 10 tahun.

Kata kunci : *desain satelit, telekomunikasi pertahanan, TNI*

1 PENDAHULUAN

Satelit komunikasi memiliki peranan penting dalam operasi militer. Beberapa negara memiliki sistem komunikasi militer berbasis satelit secara mandiri seperti Amerika Serikat, Inggris, dan Rusia. Sebagian dari negara-negara yang mempunyai pakta pertahanan, seperti NATO, melakukan kerja sama dalam membangun sistem satelit komunikasi militer.

Satelit komunikasi militer dirancang untuk menghasilkan sistem komunikasi yang aman, cepat, mampu mencakup wilayah yang dikehendaki dengan baik (regional & global), dan mempunyai mobilitas tinggi. Dibandingkan dengan satelit komunikasi untuk kebutuhan sipil (perbankan misalnya), satelit komunikasi militer diharuskan mempunyai tingkat keamanan transmisi data yang lebih tinggi.

Kebutuhan akan satelit untuk aplikasi pertahanan dan keamanan

Indonesia telah disampaikan beberapa kali oleh para pembuat kebijakan di media massa. Diantaranya pernyataan Kepala LAPAN yang dimuat di *Republika* (Sasongko, 2014), pernyataan wakil menteri pertahanan di *okezone.com* (Rahman, 2014), dan pernyataan Komisi I DPR yang dimuat di *VOA Indonesia* (Waluyo, 2015). Hal tersebut menjadi salah satu motivasi dari pemilihan topik riset ini.

Motivasi lain dari riset adalah menjadi latihan bagi mahasiswa prodi Aeronotika dan Astronotika ITB dalam perancangan satelit.

2 METODE PERANCANGAN SATELIT

Perancangan satelit, umumnya melalui 3 tahap, yakni desain konsep, desain awal, dan desain detail. Pada tahap desain konsep dilakukan analisa terhadap kebutuhan pengguna, yang nantinya akan diturunkan menjadi persyaratan misi. Pada proses tersebut,

juga diidentifikasi batasan-batasan desain sistem satelit yang akan dibuat. Untuk mencari batasan teknologi umumnya dilakukan survei terhadap solusi-solusi yang sebelumnya pernah dibuat untuk masalah tersebut. Dengan didapatnya persyaratan misi dan batasan desain, maka proses desain awal bisa dilakukan.

Hasil dari desain awal adalah konfigurasi satelit yang dapat memenuhi parameter kinerja utama yang dipersyaratkan misi tanpa melampaui batasan desain. Untuk sistem satelit telekomunikasi parameter kinerja berarti cakupan dan *datarate*. Sementara batasan desain umumnya berat dan dimensi luar (*envelope*). Fokus dari desain awal adalah ditentukannya spesifikasi dari komponen-komponen utama dan moda operasi satelit. Padaakhir proses, pengembang satelit diharapkan dapat mulai membeli atau membuat komponen (*hardware/software*) satelit.

Desain detil mempunyai fokus pada perancangan antarmuka mekanik, elektronik, dan *software*, optimasi parameter komponen (seperti modulasi, bahan struktur dlsb),serta pembuatan prosedur pengujian. Sehingga pada akhir tahap ini, pengembang siap untuk melakukan integrasi dan pengujian satelit(Larson, 1999).

3 HASIL DESAIN KONSEP SATELIT

3.1 Perbandingan Satkomhan Mancanegara

Tabel 3-1 menunjukkan hasil studi pustaka tentang satelit telekomunikasi pertahanan (satkomhan) mancanegara dari studi literatur Kreb (2016 a-e). Berdasarkan data tersebut, diketahui bahwa sebagian besar satelit telekomunikasi militer menggunakan satelit geostasioner dengan berat 3-5 ton. Penggunaan satelit komunikasi militer

pada orbit geostasioner memberikan cakupan terhadap wilayah negara tersebut selama terus menerus. Dari tabel terlihat bahwa Amerika merupakan satu-satunya negara yang mempunyai satelit yang khusus untuk komunikasi UHF, yakni MOUS.

Tabel juga menunjukkan bahwa satelit komunikasi militer yang ada menggunakan pita gelombang *Ultra High Frequency* (UHF: 400an Mhz), untuk komunikasi bergerak, dan *Super High Frequency* (SHF) di pita C, Ku, maupun X-band (3-18an GHz), untuk komunikasi statis. Untuk jenis komunikasi semi bergerak dengan keamanan tinggi, digunakan *Extremely High Frequency* (Ka-band :>20 GHz).

Frekuensi UHF digunakan untuk komunikasi bergerak karena ukuran perangkat penggunaanya (*user terminal*) yang kecil. Namun komunikasi pada frekuensi ini mempunyai kapasitas yang rendah (hanya untuk suara dan teks singkat), sehingga umumnya digunakan pada unit-unit taktis.

Untuk kapasitas (*datarate*) komunikasi yang lebih tinggi, seperti pengiriman video/citra/dokumen yang diperlukan untuk pengambilan keputusan pada hierarki komando, umumnya digunakan SHF. Semakin tinggi frekuensi yang digunakan, harga dari perangkat yang digunakan pengguna semakin mahal, dan memerlukan antena yang mengarah pada satelit (*directional antenna*). Namun pada saat yang sama kemampuan sistem untuk mengatasi gangguan interferensi radio (*jamming*) juga meningkat. Satelit komunikasi militer yang menggunakan pita gelombang sangat tinggi (V-band) memiliki tingkat keamanan yang tinggi, karena digunakan untuk pengendalian senjata nuklir.

Gambar 3-1 menunjukkan konfigurasi satelit UHF MUOS yang

menggunakan antena dengan diameter sangat besar (30 m), untuk menjamin jalur komunikasi dapat dilakukan dengan perangkat sebesar telepon genggam dari permukaan Bumi. Gambar 3-2 menunjukkan konfigurasi satelit C/Ku/X-band



Gambar 3-1: Satelit MUOS (Kreb, 2016e)

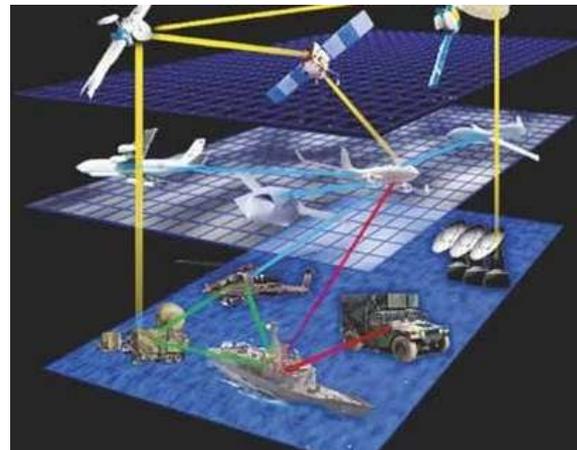


Gambar 3-2: Satelit Sicral-2 (Kreb, 2016c)

3.2 Perangkat Pengguna Satkomhan

Dalam konsep *Command, Control, Communications, Computers, Intelligence, Surveillance and Reconnaissance (C4ISR)* satelit telekomunikasi berfungsi sebagai penghubung dari keseluruhan aset

yang mempunyai 2 antena dengan lebar sekitar 3 m. Karena merupakan perangkat yang digunakan negara maju, data konfigurasi tersebut diantaranya akan menjadi asumsi batasan desain, dari kemampuan teknologi yang ada. militer di darat, laut, dan udara, seperti yang diilustrasikan pada Gambar 3-3 (garis kuning). Salah satu teknologi militer yang paling canggih saat ini adalah pesawat terbang tanpa awak (UAV) yang dapat beroperasi jauh dari pengendalinya. UAV tersebut mengandalkan sistem komunikasi dari satelit untuk berhubungan dengan pusat kendalinya.



Gambar 3-3: Konsep C4ISR
(<http://www.taikongmedia.com>)

Tabel 3-1: SATELIT TELEKOMUNIKASI PERTAHANAN MANCANEGERA

Satelit	Pemilik	Berat (kg)	Orbit	Longitude at Epoch	Band	Lifetime (Tahun)	Jumlah transponder
Syracuse 3	Perancis	3725	GEO	47.02° E	SHF/EHF	12	40 SHF, 6 EHF
Sicral 2	Italia & Perancis	3000	GEO	11.8° E	UHF/SHF/Ka	10	-
Skynet 5	Inggris	4700	GEO	17.8° W	X-band /UHF	15	9 UHF, 15 X-band
Milstar/AEHF	Amerika Serikat	4500	GEO	30.0° E	EHF/UHF	10	32 (45 GHz up/20 GHz down)
MUOS	Amerika Serikat	3800	GEO	177° W; 100° W; 15.5° W; 75° E	UHF	15	



Gambar 3-4: Antena satcom pada UAV (<http://www.defensemideanetwork.com/>)



Gambar 3-5: Antena satcom militer UHF (<http://www.eliteukforces.info/>)



Gambar 3-6: Stasiun Bumi semi permanen militer (<http://archive.defense.gov>)

3.3 Persyaratan Pengguna

Gambar 3-4 menunjukkan perangkat pengguna dengan antena parabola pada *platform* gymbal untuk menjaga akurasi arahnya pada satelit. Diameter antena untuk aplikasi ini dibatasi oleh dimensi badan pesawat, yang pada UAV tempur umumnya tidak lebih dari 1 m. Untuk pasukan infanteri, perangkat pengguna menggunakan antena Yagi untuk komunikasi satelit dengan frekuensi UHF (Gambar 3-5). Untuk komunikasi dengan *datarate* yang lebih besar, ukuran antena umumnya dirancang agar bisa dipasang di kendaraan militer (diameter < 3.5 m), atau wahana semi-portabel (Gambar 3-6). Data *platform* pengguna tersebut akan digunakan sebagai asumsi desain dalam menghitung kapasitas sistem komunikasi satelit (*link budget*).

Saat ini, jaringan telekomunikasi satelit yang digunakan TNI adalah dari satelit milik PT Telkom dan PT Indosat, untuk video conference, VPN IP, dan PSTN (data/voice). Karena menggunakan frekuensi C-band, jaringan telekomunikasi lapangan yang bisa dibuat hanya pada platform semi-portabel. Kebutuhan teknologi satelit telekomunikasi di Kemhan/TNI adalah untuk pengendalian di wilayah operasi seluruh Indonesia. Pada struktur TNI/Kemhan, yang mengoperasikan hub bagi sistem telekomunikasi satelit tersebut adalah Pusat Data & Informasi (Pusdatin) Kemhan, yang juga bertugas sebagai otoritas teknologi informasi. Di TNI, telekomunikasi merupakan tugas dari Dinas Komunikasi Elektronik (Diskomlek) dan Satuan Telekomunikasi Elektronik (Satkomlek). Di TNI-AU, Diskomlek juga bertugas untuk mengintegrasikan data dari seluruh satuan radar, di antaranya dengan sistem telekomunikasi satelit. Di TNI-AL juga terdapat unit yang bertugas mentransmisikan informasi dari radar dan AIS pantai milik TNI-AL di seluruh Indonesia ke markas besar di Jakarta via satelit telekomunikasi. Dengan tersedianya *transponder* Ku-band di BRIsat. Di TNI-AD, terdapat Dinas Informasi & Pengolahan Data (Disinfohta), yang juga mempunyai

tugas sebagai otoritas teknologi informasi (Pusdatin, 2014) (Adi, 2016).

Hingga kini, untuk infrastruktur telekomunikasi satelit, Kemhan/TNI masih tergantung pada operator telekomunikasi sipil/komersial. Hal ini memungkinkan berbagai aspek dalam pertahanan negara dikendalikan oleh pihak lain. Salah satu solusi untuk mengamankan jaringan komunikasi tersebut adalah dengan menggunakan satelit yang dikendalikan sendiri oleh pihak militer. Solusi tersebut adalah yang ditempuh oleh beberapa negara seperti pada bab 3.1.

Salah satu faktor yang membatasi kepemilikan satelit adalah tersedianya *slot* orbit dan frekuensi operasi. Berdasarkan informasi dari kominfo, Indonesia memiliki *slot* L-band di 123 E dan C-band di 115,4 E (Damanik, 2015). Sehingga sistem satelit telekomunikasi pertahanan akan dirancang untuk menggunakan asumsi *band* dan *slot* tersebut.

Berdasarkan informasi dari Pusdatin (2014), penggunaan sistem satelit telekomunikasi pertahanan untuk operasi militer di masa damai adalah untuk mengatasi separatisme dan terorisme, penjagaan perbatasan, mitigasi bencana, bantuan SAR, pengamanan pejabat dan tamu negara, dan tugas perdamaian dunia. Penggunaan satelit telekomunikasi pertahanan untuk operasi di masa perang adalah sesuai dengan doktrin pertempuran 3 matra, yakni dibagi menjadi 2 tipe yakni komunikasi statis (*Fixed Satellite System: FSS*) dengaratarate tinggi, dan komunikasi bergerak (*Mobile Satellite System: MSS*) dengan datarate menengah. FSS digunakan untuk komunikasi dari mabas TNI ke kotama, komunikasi antar kotama, dan komunikasi ke/dari pos perbatasan dan satuan pelapor. MSS

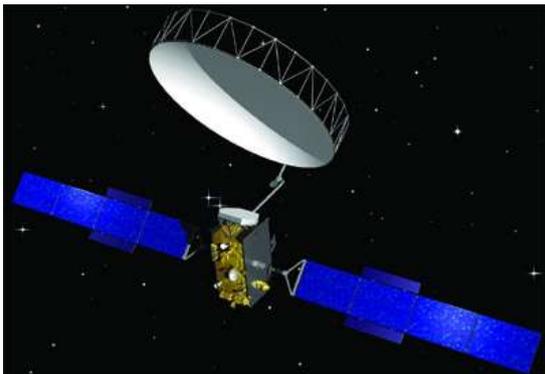
digunakan untuk jaringan integrasi radar udara dan laut, komunikasi ke/dari pesawat dan kapal laut, jaringan komunikasi ke/dari kodal. Sesuai dengan kajian pada bab 3.2, dalam desain kecepatan komunikasi FSS diasumsikan minimal 2 Mbps dengan antenna pengguna berdiamater 3 m, dan MSS berkecepatan 512 kbps dengan antenna pengguna berdiamater 50 cm.

3.4 Batasan Desain

Satelit L-band yang pernah dimiliki Indonesia (sebelumnya beroperasi di 123 E) adalah Garuda-1. Satelit tersebut mempunyai 2 buah *deployable antennas* dengan diameter 12 m, dan mempunyai bobot 4,5 ton. Satelit tersebut mempunyai 140 *spot beams*, dimana sekitar 70 di antaranya di wilayah Indonesia (Kreb, 2016f). Namun teknologi yang digunakan oleh satelit ini terbilang cukup tua, sehingga dicari referensi konfigurasi satelit yang lebih baru. Trend satelit L-band saat ini menggunakan 1 buah *deployable antenna* seperti MEXSAT dan Inmarsat-4 (Gambar 3-7). MEXSAT adalah satelit MSS Meksiko yang berbobot 5 ton dan mempunyai antenna dengan diameter 22 m untuk melayani 200 *spot beams*. Satelit tersebut mempunyai kapasitas daya listrik 14 kW dan beroperasi sejak akhir tahun 2015 (Kreb, 2016g). Inmarsat-4 memiliki bobot 6.6 ton dengan diameter antenna 12 m untuk melayani 200 *spot beams*. Satelit mempunyai kapasitas daya listrik 12 kW dan mulai beroperasi sejak akhir 2013 (Kreb, 2016h). Dengan berasumsi bahwa cakupan MSS yang akan dibangun adalah setengah dari yang dimiliki oleh Garuda-1 (hanya *beam* Indonesia), dan roket peluncuran terkecil ke geostasioner dapat membawa muatan hingga 2,5 ton, maka batasan desain satelit L-band yang akan dirancang adalah berat tidak lebih dari 2,5 ton,

mempunyai 1 buah antena *deployable* dengan diameter tidak lebih dari 12 m, mempunyai kapasitas daya listrik tidak lebih dari 10 kW.

Satelit C-band yang pernah dimiliki Indonesia adalah kelas 2,5 ton, yang memiliki 24 *transponders* (Telkom-1/2), dan kelas 4 ton, yang memiliki 60 *transponders* (BRISat). Saat ini, kelas 2,5 ton adalah yang terkecil untuk satelit GEO. Dengan asumsi bahwa kapasitas telekomunikasi yang diperlukan lebih kecil dari yang umumnya disiapkan oleh operator telekomunikasi komersial, maka digunakan asumsi bahwa satelit C-band yang akan dirancang mempunyai berat tidak lebih dari 2,5 ton, mempunyai tidak lebih dari 24 *transponders*. Seperti Telkom-2, satelit tersebut akan mempunyai 2 buah antena dengan diameter 3 m.



Gambar 3-7: Satelit Inmarsat-4 (Kreb, 2016h)

3.5 Persyaratan Desain Awal

Dari proses desain konsep desain pada bab ini, didapat parameter untuk desain awal satelit sebagai berikut:

Tabel 3-2: PARAMETER DESAIN AWAL SATELIT

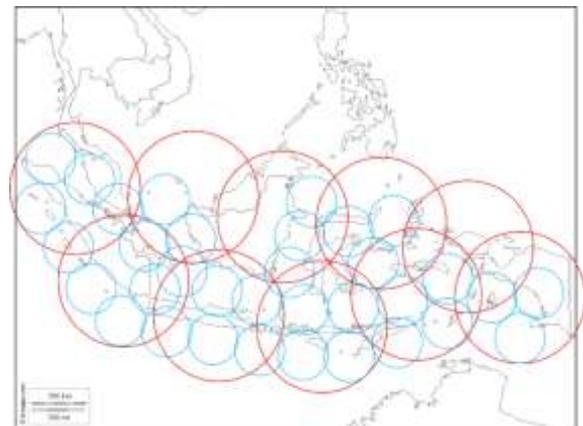
Satelit	L-band	C-band
Posisi	123 E	115,4 E
Berat	<2,5 ton	<2,5 ton
Antena sat.	Min. 1x12 m	2x3m
Antena user	Max. 50 cm	Max. 3 m
Datarate	>256 kbps	>2 Mbps
Footprint	Laut Indonesia	Indonesia
Umur	>10 tahun	>10 tahun

4 DESAIN AWAL

Proses desain yang pertama dilakukan adalah perancangan muatan satelit. Dalam hal ini berupa perhitungan *link budget* untuk melihat apakah misi pengiriman data sesuai dengan persyaratan misi.

4.1 Desain Subsistem Muatan

Gambar 4-1 adalah hasil perancangan *footprint* dari *beam* satelit C-band (warna merah) dan satelit L-band (warna biru). Jumlah keseluruhan *beam* yang digunakan adalah 10 buah untuk frekuensi C-band dan 44 buah untuk satelit L-band. Diameter *beam* C-band adalah 1194 km sedangkan untuk *beam* L-band adalah 440 km. Sesuai dengan persyaratan pada tabel 3-2, sebaran *footprint* L-band diutamakan pada wilayah laut, sementara *footprint* C-band adalah seluruh wilayah Indonesia.



Gambar 4-1: Desain *footprint* satelit L-band dan C-band

Berdasarkan *footprint* tersebut, dilakukan verifikasi *datarate* melalui perhitungan *link-budget*, sesuai referensi Larson (1999) bab 10, dan Suryana (2014). Penghitungan dilakukan pada *line-of-sight* terjauh, yaitu Aceh untuk satelit L-band dan Papua untuk satelit C-band (tabel 4-1 dan 4-2). Dari hasil perhitungan *link budget* maka dapat diketahui bahwa satelit dapat memenuhi

kebutuhan *datarate* sebesar 512 kbps untuk L-band dan 10 Mbps untuk C-band.

Tabel 4-1: HASIL PERHITUNGAN LINK BUDGET L-BAND TERJAUH

Parameter	Unit	Downlink	Uplink
Frequency	GHz	1,6	1,6
Transmitter power	Watt	20	2
Transmitter power	dBW	13,01	3,01
Transmit antenna beamwidth	deg	0,35	52,5
Peak transmit antenna gain	dBf	45,21	40,86
Transmit antenna diameter	m	18,00	0,5
Transmit antenna pointing offset	deg	0,2	26,25
Transmit antenna pointing loss	dB	-3	-3
Transmit antenna gain [net]	dBf	42,21	37,86
Equip Isotropic Radiated Power	dBW	54,42	39,87
Propagation path length	km	36562	36562
Space loss	dB	-187,79	-187,79
Receive antenna diameter	m	0,5	18
Peak receive antenna gain [net]	dBf	15,46	46,59
Receive antenna beamwidth	deg	1	1
Receive antenna gain	dBf	12,46	43,59
System noise temperature	K	135	614
Data rate	kbps	512	512
Eb/No	dB	25,29	35,29
Carrier to Noise Ratio	dB-Hz	85,39	95,38
Bit Error Rate		1E-07	1E-07
Required Eb/No	dB	11,3	11,3
Margin	dB	11,99	21,99

Tabel 4-2: HASIL PERHITUNGAN LINK BUDGET C-BAND TERJAUH

Parameter	Unit	Downlink	Uplink
Frequency	GHz	7,4	7,4
Transmitter power	Watt	100	50
Transmitter power	dBW	20,00	16,99
Transmit antenna beamwidth	deg	0,95	2
Peak transmit antenna gain	dBf	44,34	43,70
Transmit antenna diameter	m	3,00	3
Transmit antenna pointing offset	deg	0,5	1
Transmit antenna pointing loss	dB	-3	-3
Transmit antenna gain [net]	dBf	41,34	40,70
Equip Isotropic Radiated Power	dBW	60,54	56,69
Propagation path length	km	36495	36495
Space loss	dB	-201,08	-201,08
Propagation and Polarization loss	dB	-1	-1
Receive antenna diameter	m	3	3
Peak receive antenna gain [net]	dBf	44,33	44,33
Receive antenna beamwidth	deg	1	1
Receive antenna pointing error	deg	0,5	0,5
Receive antenna gain	dBf	41,33	41,33
System noise temperature	K	135	614
Data rate	kbps	10,000	10,000
Eb/No	dB	34,09	23,65
Carrier to Noise Ratio	dB-Hz	107,09	96,65
Bit Error Rate		1E-07	1E-05
Required Eb/No	dB	11,3	9,6
Margin	dB	20,79	12,05

4.2 Perhitungan Subsystem Daya

Dari hasil desain subsystem muatan di sub-bab 4-1 dapat dihitung daya yang diperlukan oleh *payload* utama pada masing-masing satelit. Satelit L-band membutuhkan daya 880 Watt untuk *payload* sedangkan C-band membutuhkan daya 1000 Watt untuk *payload*. Kebutuhan daya total dari tiap satelit dihitung dengan data perkiraan statistik pada referensi Larson (1999) bab 10, seperti pada Table 4-3.

Dengan konsumsi tersebut, maka energi yang diperlukan oleh satelit dalam L-band dalam 24 jam adalah 30552 Whr dan satelit C-band 34320 Whr. Untuk memenuhi kebutuhan tersebut digunakan panel surya yang berbahan GaAs, yang mempunyai efisiensi 20%, dan faktor degradasinya 2.7%/tahun. Mengacu pada metoda perhitungan di referensi Larson (1999) bab 11, untuk menjamin ketersediaan daya listrik yang cukup hingga tahun operasi ke 10, diperlukan luas panel surya minimal 36 m², bagi kedua satelit. Penempatan panel surya tersebut dibagi menjadi dua bagian, pada sisi kiri dan kanan satelit, masing-masing dengan lebar 3 m dan panjang 6 m.

Tabel 4-3: KONSUMSI DAYA SATELIT L-BAND AND C-BAND

	L-band (W)	C-band (W)
payload	880	1000
propulsion	49	71
ADCS	194	143
TTC	49	71
Main computer	52	74
thermal	49	71
Total	1273	1430

4.3 Perhitungan Propulsi dan Masa

Perhitungan *dry mass* (berat tanpa bahan bakar) satelit dilakukan dengan pendekatan data statistik satelit komunikasi yang pernah ada, seperti

pada referensi Larson (1999) bab 10 dan Springmann (2004). Tabel 4-4 memuat hasil extrapolasi model statistik tersebut untuk kasus satelit pertahanan L-band dan C-band.

Untuk menjaga kualitas pelayanan telekomunikasinya, satelit Geostasioner perlu melakukan manuver *orbit/station-keeping*. Sehingga, pada kasus satelit komunikasi pertahanan L-band dan C-band, diperlukan bahan bakar untuk beroperasi selama 10 tahun. Perhitungan dilakukan dengan asumsi roket peluncur hanya mengantarkan hingga orbit transfer (GTO), sehingga satelit akan melakukan *Apogee burn* untuk mencapai orbit geostasioner, dan melakukan *station keeping* selama umur operasinya, serta *dry mass* yang didapat dari Tabel 4-4 (ditambah margin).

Tabel 4-4: MASS BUDGET SATELIT KOMUNIKASI PERTAHANAN

	L-band (kg)	C-band (kg)
Dry mass	1047.3	960
payload	297.4	272.7
structure	179.1	164.2
thermal	52.4	48
power	309	283.2
TTC	32.5	29.8
ADCS	72.3	66.2
propulsion	91.1	83.5

Parameter yang diketahui dari dua kondisi tersebut adalah kecepatan tambahan (ΔV) yang diperlukan yaitu sebesar 1500 m/s untuk *Apogee burn*, dan kecepatan tambahan 86,5 m/s untuk koreksi orbit per tahun. Kedua satelit diasumsikan menggunakan sistem propulsi *bi-propellant*. Tabel 4-5 menunjukkan perincian konsumsi bahan bakar (*propellant*) pada satelit L-band untuk kedua jenis manuver orbit tersebut. Tabel 4-6 menunjukkan perincian konsumsi bahan bakar pada satelit C-band untuk kedua jenis manuver orbit.

Tabel 4-5: PROPELLANT SIZING SATELIT L-BAND

year	Initial mass (kg)	Final mass (kg)	Propellant used (kg)
0	2400	1453	868,1
1	1453	1411,6	41,4
2	1411,6	1371,3	40,3
3	1371,3	1332,2	39,1
4	1332,2	1294,2	38
5	1294,2	1257,3	36,9
6	1257,3	1221,4	35,9
7	1221,4	1186,6	34,8
8	1186,6	1152,7	33,9
9	1152,7	1119,8	32,9
10	1119,8	1087,9	31,9

Tabel 4-7: PROPELLANT SIZING SATELIT C-BAND

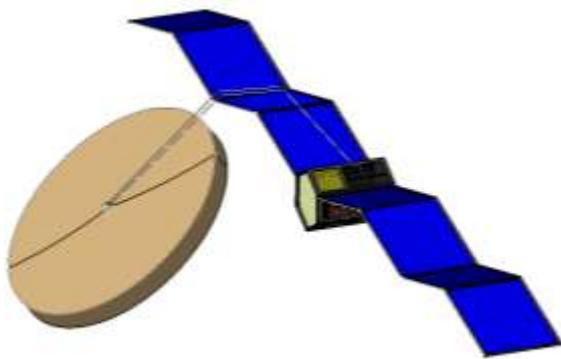
year	Initial mass (kg)	Final mass (kg)	Propellant used (kg)
0	2200	1331,9	868,1
1	1331,9	1293,9	38
2	1293,9	1257	36,9
3	1257	1221,1	35,9
4	1221,2	1186,3	34,9
5	1186,3	1152,5	33,8
6	1152,5	1119,6	32,9
7	1119,6	1087,7	31,9
8	1087,7	1056,6	31,1
9	1056,6	1026,5	30,1
10	1026,5	997,2	29,3

Tabel 4-6 dan 4-7 menunjukkan bahwa bahan bakar yang dibutuhkan oleh satelit L-band adalah 1312 kg, dan untuk satelit C-band 1202,8 kg. Dengan asumsi sistem propulsi *bi-propellant*, didapatkan volume tangki yang diperlukan yaitu sebesar 0,95 m³ untuk satelit L-band, dan 0,87 m³ untuk satelit C-band. Dengan data volume tangka (yang umumnya berbentuk bulat atau ellipsoid) tersebut, maka dapat dipastikan masing-masing satelit akan bisa masuk dalam

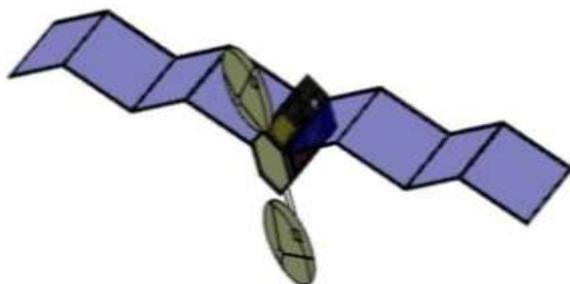
fairing roket peluncur geostasioner kelas 2,5 ton (Soyuz, GSLV, LM-3), yang umumnya memiliki diameter 3,5 m dan panjang 5 m. Tabel juga menunjukkan bahwa *launch mass* dari masing-masing satelit tidak melebihi batasan roket peluncur, yakni 2400 kg untuk satelit L-band dan 2200 untuk satelit C-band.

4.4 Konfigurasi Satelit

Dengan data ukuran antena, luas *solar panel* (atau panel surya?), dan ukuran bus satelit, secara geometris, satelit L-band dan C-band untuk komunikasi pertahanan Indonesia dapat diilustrasikan seperti pada Gambar 4-2 dan 4-3.



Gambar 4-2: Ilustrasi hasil desain satelit L-band



Gambar 4-3: Ilustrasi hasil desain satelit C-band

5 KESIMPULAN

Telah dilakukan desain awal sistem satelit telekomunikasi pertahanan untuk Indonesia. Berdasarkan persyaratan pengguna dan ketersediaan sumberdaya

slot orbit dan frekuensi, didapatkan konfigurasi 2 satelit untuk mendukung komunikasi bergerak dan statis sebagai berikut:

Frekuensi	L-band	C-band
Posisi	123 BT	118 BT
Datarate	512 kbps	10 Mbps
Footprint	Maritime Indonesia	Indonesia
Beams	34x440km	10x1200km
Konsumsi daya	1 Kw	1,5 kW
Berat	2200 kg	2400 kg
Umur operasi	10 tahun	10 tahun

Satelit L-band akan memiliki antena dengan diameter 18 m, sehingga antena pengguna di Bumi cukup dengan diameter 50 cm, yang bisa diimplementasikan di UAV (sebagai aplikasi yang paling kompleks). Dengan *datarate* yang ada UAV akan bisa dioperasikan secara *real time* dari jarak jauh (*beyond line-of-sight*).

Satelit C-band akan memiliki antena dengan diameter 3 m, sehingga dengan antena yang terpasang secara semi-statis (diameter 3 m), dapat melakukan komunikasi dengan kecepatan sangat tinggi (*high resolution video streaming*, dan lain lain).

Hasil desain awal dapat digunakan untuk tahap desain sistem selanjutnya, seperti perencanaan operasi komunikasi (*network planning*), pembuatan perkiraan biaya, dan sebagainya.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terimakasih kepada Fakultas Teknik Mesin dan

Dirgantara ITB yang telah mendanai riset ini (SK Dekan FTMD, ITB, No: 213/SK/I1.C08/PL/2016).

Penulis mengucapkan terimakasih pada Dr. Joko Suryana dari STEI ITB untuk konsultasinya mengenai satelit komunikasi.

DAFTAR RUJUKAN

- Adi, D.; IMSS, 2016. *Radar Pengawas Garis Pantai Selat*; <http://cintabelanegara.blogspot.co.id/2015/01/imss-radar-pengawas-garis-pantai-selat.html> (dilihat April 2016).
- Damanik, G., 2015. *Satellite Regulatory and Usage in Indonesia*; ITU/MIC International Satellite Symposium, Vietnam.
- Dunk, K., 2011. *Analysis and Design of a Propulsion System Trade Study Tool for a Boeing 376 Series Communications Satellite*, California Polytechnic State Institute.
- Kreb, G.; Garuda-1; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/garuda-1.htm (dilihat April 2016f).
- Kreb, G.; Inmarsat-4; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/alphasat.htm (dilihat April 2016h).
- Kreb, G.; MEXSAT-1; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/mexsat-1.htm (dilihat April 2016g).
- Kreb, G.; Milstar-2; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/milstar-2.htm (dilihat Januari 2016a).
- Kreb, G.; MUOS-1; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/muos-1.htm (dilihat Januari 2016e).
- Kreb, G.; Sicral-2; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/sicral-2.htm (dilihat Januari 2016c).
- Kreb, G.; Skynet-5; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/skynet-5.htm (dilihat Januari 2016b).
- Kreb, G.; Syracuse-3; http://space.skyrocket.de/doc_sdat/syracuse-3.htm (dilihat Januari 2016d).
- Larson, W. J., Wertz, J. R., 1999. *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publisher.
- Pusdatin Kemhan, 2014. *Rencana Paparan Satelit Pertahanan*, Presentasi pada FGD Rencana Induk 25 Tahun Teknologi Satelit Nasional, LAPAN, Juni 2014.
- Rahman, A.; Pertahanan RI Kuat jika Punya Satelit Sendiri; <http://news.okezone.com/read/2014/09/19/339/1041688/pertahanan-ri-kuat-jika-punya-satelit-sendiri> (dilihat Februari 2014).
- Sasongko, A.; LAPAN, 2014. Indonesia Butuh Satelit untuk Kepentingan Pertahanan; <http://www.republika.co.id/berita/nasional/umum/14/04/21/n4djfn-lapan-indonesia-butuh-satelit-untuk-kepentingan-pertahanan> (dilihat Februari 2014).
- Springmann, P.N., De Weck, O. L., 2004. *Parametric Scaling Model for Nongeosynchronous Communications Satellites*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 3.
- Suryana, J. Putri, N. P., 2014. *Desain Satelit Broadband Nasional pada Frekuensi Ka-band*, Presentasi Penelitian STEI ITB.
- Waluyo, A., 2015. *Indonesia Bangun Satelit Khusus Kontra Intelijen*; <http://www.voaindonesia.com/content/indonesia-bangun-satelit-khusus-kontra-intelijen/1800023.html> (dilihat April 2015).

PENGUJIAN MODUL PENGOLAH DATA TELEMETRI LAPAN-A3/IPB UNTUK MENGHASILKAN PRODUK LEVEL-0 (THE TEST OF LAPAN-A3/IPB TELEMETRY DATA PROCESSOR MODULE TO PRODUCE LEVEL-0 PRODUCT)

Suhermanto

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Pusat Teknologi Satelit
Jl. Cagak Satelit Km. 4, Bogor 16310 Indonesia
e-mail: suhermanto@lapan.go.id

Diterima 8 Desember 2015; Direvisi 28 Februari 2016; Disetujui 16 Mei 2016

ABSTRACT

Telemetry data processing modulus is a software for converting the LAPAN-A3/IPB telemetry data into raw sensor data (level-0 product). Telemetry data output from the High Data Rate Modulator-demodulator (HDRM) becomes an input for telemetry data processor, which has entered its setup parameter. The objective of the research is to test LAPAN-A3/IPB telemetry data processor implementation. The development and processing of telemetry data have been performed on a desktop computer that are divided into two stages, data decoding and data decomposition. The performance of the software has been tested using eight samples of raw-data, consisted of multi-spectral and camera matrix data obtained before and after the launch of the satellite. The test results showed, there were no missing telemetry data frames and damaged codeword in the process of decoding. Data on missing multi-spectral lines and data on camera matrix frame lost in the process of decomposition were not found. It was concluded that the overall performance of the test result was that the system used was not able to decode, decompose, display quick-look LISA, or extract camera matrix data in real-time. To perform as required, the computer performance needed to be increased up to 8 times. From this process, approximately 92% of CPU time were used for decoding and only about 8% were for the decomposition, extraction of data LISA, or extraction of data camera matrix. Improvement attempt by changing the word-size of 32bit processors into 64bit, did not give significant results and was only able to improve the processing speed of 8.1%.

Keywords: *telemetry, raw-data, decoding, decomposition, quick-look*

ABSTRAK

Modul pengolah data telemetri adalah *software* untuk mengubah data telemetri LAPAN-A3/IPB menjadi data sensor yang masih mentah (produk level-0). Data telemetri keluaran dari perangkat *High Data Rate Modulator-Demodulator* (HDRM) menjadi masukan bagi pengolah data telemetri, yang parameter *set-up*nya telah dimasukkan. Tujuan penelitian ini adalah untuk menguji implementasi pengolahan data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB. Pembangunan dan pengolahan data telemetri telah dilakukan di komputer desktop yang dibagi dalam dua tahap, yaitu pendekodean data dan dekomposisi data. Unjuk kerja *software* telah diuji menggunakan delapan sampel *raw-data*, terdiri atas data multi-spektral dan matrik kamera yang diperoleh sebelum dan sesudah peluncuran satelit. Hasil uji memperlihatkan, tidak ditemukan *frame* data telemetri yang hilang dan *codeword* yang rusak pada proses pendekodean data. Juga tidak ditemukan data pada larik multi-spektral yang hilang maupun data pada matrik kamera yang hilang pada proses dekomposisi. Dari uji kinerja secara keseluruhan didapat hasil bahwa sistem yang digunakan tidak mampu melakukan dekoda, dekomposisi, menampilkan *quick-look* LISA, atau ekstraksi data matrik kamera secara *real-time*. Perlu peningkatan kinerja komputer hingga 8 kali lebih baik. Dari proses tersebut, sekitar 92% *CPU time* dipakai untuk pendekodean data dan hanya sekitar 8% untuk dekomposisi, ekstraksi data LISA, atau ekstraksi data matrik kamera. Upaya perbaikan yang dilakukan dengan mengubah *word-size* prosesor dari 32bit menjadi 64bit hasilnya tidak signifikan dan hanya mampu memperbaiki kecepatan proses 8,1%.

Kata kunci: *telemetri, data-mentah, pendekodean, dekomposisi, quick-look*

1 PENDAHULUAN

Satelit LAPAN-A3/IPB adalah satelit eksperimen ketiga yang dirancang untuk melanjutkan misi satelit LAPAN-A2/ORARI. Pada misi ketiga telah dilakukan beberapa penyempurnaan, utamanya pada sistem transmisi dan sistem pencitra objek. Untuk mendukung misi pemantauan tanaman pangan eksperimen, satelit membawa *Line Imaging Space Application* (LISA) sebagai muatan utama beserta muatan lain hasil penyempurnaan dari misi sebelumnya. Muatan tersebut adalah matrik-kamera (*High Resolution Digital Camera*, HRDC), *Automatic Identification System* (AIS) dan *Hybrid Fluxgate Magneto meter* (HFGM).

LISA adalah instrument pencitra larik multi-spektral (*push broom multi-spectral imager*) dengan alokasi spektral yang mirip dengan keempat kanal spektral Landsat pada daerah tampak. Spesifikasi kanal spektral LISA dikaji dan ditentukan berdasarkan hasil penelitian bersama antara LAPAN dan Institut Pertanian Bogor (IPB) guna memenuhi kebutuhan misi untuk

pemantauan tanaman pangan (Pusat Teknologi Satelit, 2012).

Dari semua muatan satelit, LISA dan HRDC adalah dua instrumen penyedia data-misi terbesar. Untuk menyalurkan data-misi tersebut digunakan frekuensi pita-X dengan kecepatan transmisi 105 Mbps. Selain pindah dari pita-S ke pita-X, pada misi ketiga ini diupayakan agar paket data telemetrinya juga memenuhi standardisasi sistem data ruang-angkasa. Pemenuhan standardisasi ini akan memberi kemudahan pada penerimaan maupun pengeloaan data di satelit. Untuk memudahkan penanganan data di satelit digunakan perangkat *Payload Data Handling* (PDH). PDH menangani semua proses pengelolaan data mulai dari pengumpulan data-misi, perekaman/pengambilan data *on-board*, perlindungan data, dan pembentukan paket *Consultative Committee for Space Data Systems* (CCSDS), yang merujuk pada spesifikasi desain satelit dan *Interface Control Document* (Vectronic, 2013).

PDH mengelompokkan proses akuisisi dan transmisi data telemetri

dalam enam modus operasi yaitu: mode operasi *LISA*, mode operasi *SPACE*, mode operasi *LISA Real-Time (RT) Lossy*, mode operasi *LISA RT Lossless*, serta mode operasi *AIS* dan mode operasi *HFGM*. Mode operasi *LISA* dan *SPACE* adalah mode operasi transmisi data rekaman, tidak dikompres dan menjadi bahasan pada tulisan ini.

Akuisisi oleh sensor *LISA* akan menghasilkan data dengan resolusi radiometrik 16 bit. Pada mode operasi *LISA*, data hasil akuisisi akan direduksi radio metriknya (sesuai perintah), kemudiandisinkronkan dengan data sikap satelit (*Attitude Control System, ACS*), ditambah dengan data *time*, selanjutnya disimpan ke memori (*flash-disk*). Prinsip yang sama diterapkan pada mode operasi *SPACE*, hanya saja datanya berasal dari matrik-kamera. Dalam hal ini, data dari matrik-kamera disimpan baris demi baris seperti penyimpanan data multi-spektral.

LISA RT Lossy adalah mode operasi *real-time*, dimana data hasil akuisisi *LISA* di-reduksi menjadi 12 bit/pixel, kemudian di kompres dengan algoritma *Lossy*, disinkronkan dengan data *time* dan *ACS*, untuk kemudian diteruskan ke *CCSDS formatter* yang selanjutnya ditransmisikan ke bumi. Sedang pada mode operasi *LISA RT Lossless*, prosesnya mirip dengan *LISA RT Lossy* kecuali datanya dikompres menggunakan algoritma *Lossless*. Pada makalah ini, mode operasi *LISA RT Lossy*, *LISA RT Lossless*, *AIS*, dan *HFGM* tidak dibahas lebih lanjut.

Data *LISA* dan/atau matrik-kamera yang tersimpan di satelit akan dikirim ke penerima bilamana *PDH* mendapat perintah dari stasiun kendali di bumi. Dalam hal ini, data rekaman akan dibaca kembali, kemudian disandikan di *CCSDS formatter* yang meliputi pengkodean *Reed-Solomon (RS)*, randomisasi *Pseudo-Noise (PN)*, penambahan kode *Attached Synch Marker (ASM)* untuk selanjutnya diteruskan ke *transmitter*. Implementasi penyandian data telemetri

merujuk pada standar *CCSDS* versi 2 dengan parameter paket terdapat pada dokumen detail desain satelit *LAPAN-A3/IPB* (Satellite Technology Center, 2015).

Lazimnya pengembang satelit mempersiapkan sistem operasi satelit secara mandiri yang meliputi operasi *TT&C* dan akuisisi data misi. Tujuannya adalah untuk mencegah dan melindungi satelit dari akses ilegal. Data yang diterima di stasiun bumi berupa data telemetri atau data-metah (*raw-data*) yang perlu diolah untuk menghasilkan produk level-0. Produk level-0 juga berupa data mentah hasil pencitraan instrumen yang belum diproses, namun telah terbebas dari berbagai artefak komunikasi (United States Geological Survey, 2009).

Secara umum, penelitian ini membahas tentang rancangan dan pengujian modul pengolah data telemetri *LAPAN-A3/IPB* untuk menghasilkan produk level-0 bagi data *LISA* dan data matrik-kamera. Implementasinya diwujudkan dengan membuat dan menguji *software* pengolah data telemetri berbasis *invers* algoritma pengkodean data telemetri (*Telemetry Data Encoding*), menampilkan dan mengarsipkan hasilnya. Pembahasan dan pengujian modul dimaksudkan untuk mendapatkan performamodul yang memenuhi kebutuhan operasional. Diharapkan, hasil penelitian ini akan bermanfaat juga untuk pengembangan modul pengolah data telemetri *LISA* terkompres *lossy* maupun *lossless*.

2 METODOLOGI

Data telemetri satelit *LAPAN-A3/IPB* telah memenuhi standar *CCSDS*, sehingga pendekodeannya bisa menggunakan perangkat *High Data Rate Modem (HDRM)* yang tersedia di pasar. Perangkat *HDRM* bersifat modular, dapat dikonfigurasi sebagai *demodulator*, *frame synchronizer*, *data ingest* atau sebagai pengarsip data telemetri kecepatan tinggi. Kemampuan tersebut didukung oleh fasilitas *Forward Error Correcting (FEC)*

codes untuk berbagai tipe data telemetri satelit hingga kecepatan 1,5 Gbps (Orndorff, Tim; Puri, Amit; Smiley, Mike; Connell, 2016).

Sebelum diterbangkan, kinerja PDH satelit LAPAN-A3/IPB telah diuji menggunakan perangkat HDRM yang meliputi proses modulasi-demodulasi, dan encode-decode (Judianto & Nasser, 2015). Juga telah dievaluasi untuk beberapa tipe modulasi dan *channel encoder*, dimana diperoleh data bahwa *margin link budget* >3db hanya dapat diperoleh bila menggunakan *FEC codes* (Nasser, Suhermanto, & Hasbi, 2013). Hal ini relevan diterapkan pada misi satelit mikro, karena penyandian *FEC* lebih efisien dalam penggunaan kanal komunikasi (Secretariat, 2012).

Perangkat HDRM selain *powerful* namun harganya sangat mahal. Tidak semua stasiun bumi penerima dapat dilengkapi dengan perangkat HDRM. Oleh karenanya pengembangan *software* ini akan mengambil beban proses pendekodean data telemetri dengan menerima data keluaran demodulator standar, serta sekaligus berperan sebagai sistem *ingest* dan *quick-look*.

Fungsi HDRM adalah menerima dan mendemodulasi sinyal IF (*Intermediate Frequency*), dan menghasilkan *raw-data*. *Raw-data* yang dihasilkan dapat berupa (1) *raw-data* tidak struktur, (2) *raw-data* terstruktur CCSDS, dan (3) *raw-data* terdecode RS namun disimpan dalam struktur CCSDS. Ketiga tipe *raw-data* tersebut menjadi data masukan modul pengolah data telemetri seperti tertera pada Gambar 2-1, dengan alur proses pendekodean data seperti terlihat pada Gambar 2-2.

2.1 Data Telemetri Satelit

Pengujian modul pengolah data telemetri dilakukan menggunakan delapan sampel *raw-data*, lima sampel diantaranya adalah *raw-data* terstruktur CCSDS dan tiga lainnya adalah data yang telah terdecode RS. Enam dari

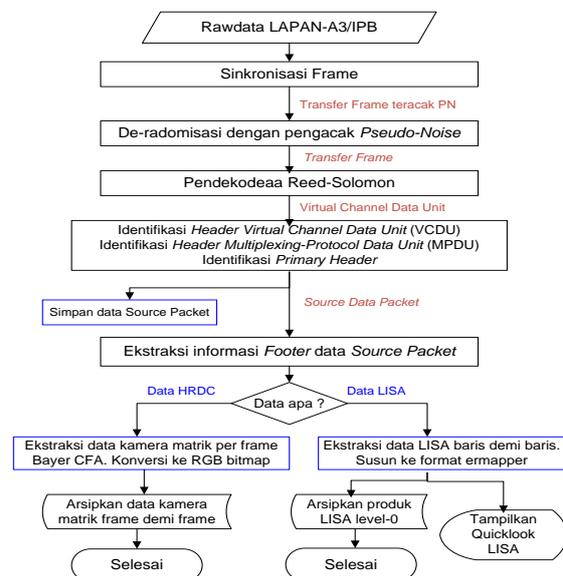
delapan sampel tersebut adalah data sebelum peluncuran, dan dua lainnya adalah data yang diakuisisi pada fase awal satelit di orbit. Ke-delapan *raw-data* beserta penjelasannya disampaikan pada Tabel 3-1.

Pada pengujian ini, belum dilakukan akses langsung dari HDRM, tetapi menggunakan *raw-data* yang dibaca dari hardisk komputer.

2.2 Pendekodean Data Telemetri

Proses pengolahan data telemetri terdiri atas dua tahap, yaitu pendekodean dan dekomposisi data muatan.

Tujuan pendekodean data telemetri adalah untuk menghilangkan semua artefak komunikasi seperti sinkronisasi *frame*, paritas, *header*, maupun duplikasi data (Secretariat, 2011). Pendekodean dimulai dengan mencari kode ASM (*frame-synch*). Untuk data yang tidak terstruktur CCSDS, prosesnya akan lebih lama karena harus mencari kode ASM melalui proses deteksi dan pergeseran bit atas semua data telemetri. Proses demikian lazim dilakukan pada sistem *ingest* konvensional.



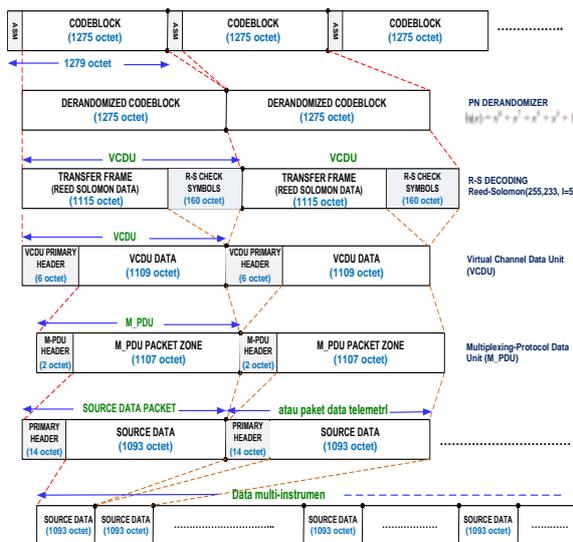
Gambar 2-1: Bagan pengolah data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB

Satu *frame* data telemetri terdiri atas 1279 byte, dan setelah kode ASM akan diikuti dengan *codeblock* berukuran 1275 byte. Struktur *frame* akan berulang

hingga *frame* terakhir, sepanjang tidak terjadi *slip-bit* pada data telemetri.

Datapada setiap *codeblock* teracak PN dengan maksud untuk meningkatkan kerapatan transisi bit yang ditransmisikan, dan akan memudahkan sinkronisasi simbol di sistem penerima (Secretariat, 2011). Proses derandomisasi PN dilakukan dengan menambahkan suatu *standard pseudo-random* pada aliran data telemetri, dimana pengacak PN dibangkitkan menggunakan polynomial $h(x) = x^8 + x^7 + x^5 + x^3 + 1$. Penambahan *modulo-two* pada setiap bit data telemetri dimulai dari bit pertama hingga bit 255 dan diulang setelahnya hingga *codeblock* terakhir.

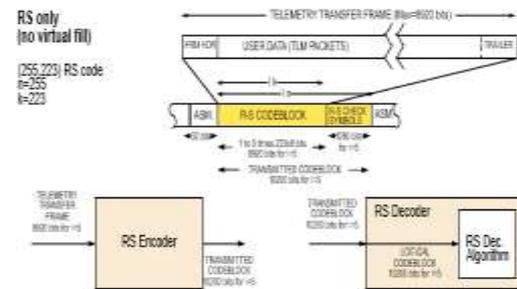
Algoritma penyandian RS tergolong penyandian sistematis, dimana urutan data masukan akan muncul dalam bentuk tidak berubah dan menjadi bagian pada data keluarannya (Secretariat, 2011). Algoritma RS dapat juga digunakan untuk analisis forensik terhadap data yang rusak (*corrupted data*) (Secretariat, 2012), karena dapat mendeskripsikan sebuah cara sistematis dalam membentuk sebuah kode yang mampu mengoreksi kesalahan yang muncul secara acak dan tak terduga (*bursty*) pada paket data yang diterima (Husain, Gamantyo, & Suwadi, 2013).



Gambar 2-2: Alur proses pendkodean data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB

Mode penyandian RS pada data LAPAN-A3/IPB adalah RS (255, 223) *Interleave* 5. Setiap *codeblock* terdiri atas 5 *codeword* dan setiap *codeword* memuat $n=255$ simbol. Ke-255 simbol terdiri atas $k=223$ data dan $t=32$ *check symbol* atau paritas, dimana satu simbol adalah $s=8$ bit. Dengan 32 byte *check symbol*, algoritma pendkode RS mampu mengoreksi hingga $t=16$ simbol salah yang muncul acak pada setiap *codeword* ($n=2^s-1$), Gambar 2-3. Selain dapat memperbaiki kesalahan, pendkode RS juga dapat menginformasikan jumlah serta posisi byte yang salah.

Output pendkoda RS atas satu *codeblock* akan menghasilkan satu unit *Virtual Channel Data Unit* (VCDU) seperti pada Gambar 2-2. Bilamana pada saat pendkodean RS ditemukan lebih dari 16 byte data *corrupt* dalam satu *codeword*, maka data tidak dapat diperbaiki dan pada kasus demikian hasil pendkoda RS dicatat sebagai *bad RS* dan semua data dalam satu *codeword* (223 byte) diberi nilai "nol".



Sumber CCSDS

Gambar 2-3: Ilustrasi pengkodean dan pendkodean RS *interleave* 5.

Setiap *VCDU* tersusun atas *Primary Header* dan data-*VCDU*. *VCDU-Primary Header* memuat informasi tentang identitas wahana, *Virtual Channel Id*, konter *VCDU*, dan status data. Sementara data-*VCDU* berisi *Multiplexing Protocol Data Unit* (*M-PDU*) *Header* dan *Source Data Packet*.

Di dalam setiap *Source Data Packet* akan berisi *Primary Header* dan *Packet Secondary Header*. Keberadaan *Packet Secondary Header* bersifat opsional,

namun pada desain paket data LAPAN-A3/IPB, *Packet Secondary Header* digunakan menjadi bagian *Packet Data Field* yang berisi data *timestamp*. Informasi waktu di dalam data *timestamp* terdiri atas 64bit, 32bit pertama sebagai konter detik dan 32bit berikutnya sebagai konter mikro-detik.

2.3 Dekomposisi Data Muatan

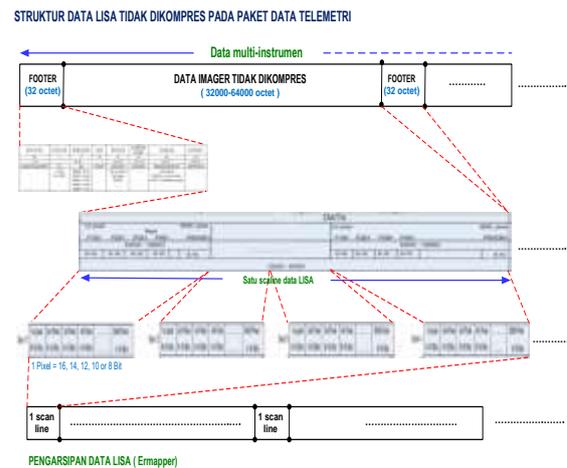
Hasil akhir proses pendekodean, adalah *source data packet*. Bila semua *source data packet* digabung, akan diperoleh data-misi (data-ilmiah) yang di dalamnya memuat berbagai data-misi seperti contoh pada Gambar 2-4 dan Gambar 2-5. Struktur paket data-ilmiah LISA dan HRDC adalah sama, diawali dengan 32 byte *footer* kemudian diikuti dengan data-misi. *Footer* berisi informasi: *Start Marker* (64 bit), data info, resolusi radiometrik, jumlah *pixel*, nomor baris atau nomor *frame*, *Timestamp* dan *End Marker* (40 bit).

Proses ekstraksi untuk mendapatkan satu *frame* data HRDC ataupun satu baris data LISA akan dinyatakan benar, bila hasil uji terhadap 16 karakter kode *Start Marker* dan 8 karakter kode *End Marker* adalah benar, dan 16 karakter kode *Start Marker* berikutnya juga benar. Pada proses ekstraksi ini tidak ada toleransi untuk uji *slip-bit* maupun *slip-byte*.

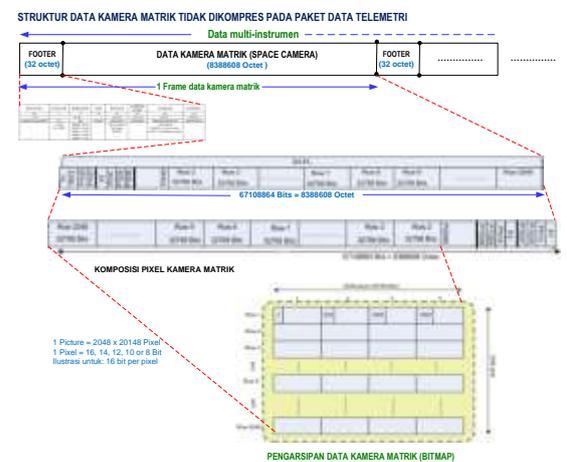
Hasil akhir proses dekomposisi data LISA akan mendapatkan data LISA level-0 yang disimpan dalam file dengan format Ermapper. Satu file data LISA terdiri atas empat kanal, *Band Interleave by Line* (BIL) dengan variasi resolusi radiometrik 16, 14, 12, 10 atau 8 bit/*pixel*. Nilai *default* untuk produk LISA level-0 adalah 8000 pixel/baris, 4 kanal dan 16 bit/*pixel*.

Dekomposisi HRDC akan menghasilkan data *single shot captured* dengan struktur *Bayer Color Array* (BCA). Citra BCA terdiri atas satu kanal, 12 bit per *pixel*, dengan komposisi pola bayer untuk 4 elemen matrik adalah GRBG. Untuk melihat citranya, harus dilakukan

proses *demosai*king guna mengubah citra *single shot capture* menjadi data RGB 12 bit. Ada beberapa metoda konversi yang dapat digunakan, dan implementasinya pada modul ini adalah menggunakan metode interpolasi Bilinear. Metode ini menggunakan pendekatan rata-rata dari 9 *pixel* terdekat untuk data kanal dengan warna yang sama dan tidak termasuk data kosong.



Gambar 2-4: Alur proses dekomposisi data LISA



Gambar 2-5: Alur proses dekomposisi data HRDC

Interpolasi Bilinear merupakan metode yang umum digunakan karena kesesuaian antara kualitas dan kecepatan proses untuk ukuran *filter kernel* terbatas. Disamping interpolasi Bilinear terdapat sejumlah metode interpolasi lain, sebagaimana dijelaskan pada *demosai*king data BCA (Ramanath, Snyder, Bilbro, & Sander, 2002) yang membandingkan beberapa metode *demosai*king data *Bayer Color*

Array. Kesimpulannya adalah bahwa metode *Median-Based Interpolation* yang mengkombinasikan metode interpolasi linear dan *filter* median pada warna berbeda memberikan hasil lebih baik. Hal yang sama namun dengan pendekatan berbeda juga pernah dilakukan (Maschal, Jr. *et al.*, 2010).

2.4 Modul Software Pengolah Data Telemetri

Indikator keberhasilan pengembangan modul pengolah data telemetri, diukur dari kemampuan melakukan dekoda dan menampilkan *quick-look* mendekati *real time*. Terdapat beberapa variabel yang mempengaruhi kecepatan proses antara lain: kinerja komputer, laju transmisi (volume data), implementasi algoritma pendekodean dan dekomposisi data, serta kompiler yang digunakan. Secara umum, waktu pendekodean data akan lebih lama dibanding dengan

dekomposisi data, karena proses dekomposisi data tidak melibatkan komputasi yang rumit.

Pengembangan dan pengujian modul pengolah data telemetri satelit dilakukan pada komputer desktop, Windows-7, menggunakan kompiler Microsoft Visual studio C++ 2015, memori 2GB dan *buffer* komputasi di set 640 MByte. Dengan konfigurasi tersebut, untuk memproses *raw-data* yang volumenya lebih besar dari ukuran *buffer* komputasi akan dilakukan secara berulang.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Status pengolahan data telemetri selain direkam ke file log-proses (*processes log*), juga ditampilkan di monitor. Cuplikan tampilan saat mengolah data sampel no. 1 (data belum didekoda) dan sampel no. 8 (data telah terdekoda) disajikan pada Gambar 3-1.

Tabel 3-1{ RANGKUMAN PROSES PENDEKODEAN DATA TELEMETRI SATELIT LAPAN-A3/IPB

No	Data masukan		Proses rekonstruksi data						Waktu proses (detik)		
	Nama file	Volume (KB)	Frame (KB)	#Fill Packet	#Reed-Solomon (codeword)		#Idle VCDU	Source Data Packet (KB)	32bit	64bit	
					Good	Bad					
1*	Xband_RAM_LISA_SPACE_16_12BIT_1.bin	1379587	1104529	0	5522645	0	982381	122148	1048557	734,538	663,001
2*	Xband_RAM_LISA_16BIT_LINE2.bin	2158913	1728477	0	8642385	0	134461	1594016	143522	1069,10	946,174
3*	Xband_RAM_SPACE_12BIT_3.bin	1285021	1028817	0	5144085	0	982381	46436	1048577	669,568	636,434
4*	Xband_Dynamic_RAM_LISA_16BIT.bin	467245	374085	0	1870425	0	212789	161296	227128	242,455	187,043
5*	Xband_Static_RAM_LISA_COMP_ACS.bin	820309	656757	0	3283785	0	118165	538592	126128	396,084	370,110
6*	A3_154_307_463_505_659_816_LISA.rso	3483800	-	247817	-	-	2539221	538592	2710321	0	0
7	LPN-A3_2016-09-04T17_3A20_3A57.rso	8104310	-	560392	-	-	5928123	0	6327577	0	0
8	LPN-A3_2016-09-28_18_21_30.rso	5922073	-	560455	-	-	4180905	-	4462627	0	0

* Data telemetri sebelum satelit diluncurkan

Tabel 3-2: RANGKUMAN PROSES DEKOMPOSISI DATA MULTI-INSTRUMEN

No	Data masukan		Ekstraksi data LISA dan HRDC				Total waktu proses untuk prosesor (detik)		Keterangan (Data lainnya)	
	Nama file	Volume (KB)	#Baris LISA	#baris hilang	#frame kamera hilang	Waktu (detik)	32bit	64bit		
1*	Xband_RAM_LISA_SPACE_16_12BIT_1.sci	1048557	16178	0	5	0	36,787	771,357	699,645	-
2*	Xband_RAM_LISA_16BIT_LINE2.bin	143522	2278	0	0	0	16,840	1070,785	949,201	-
3*	Xband_RAM_SPACE_12BIT_3.sci	1048577	0	0	170	0	191,069	860,637	790,468	-
4*	Xband_Dynamic_RAM_LISA_16BIT.sci	227128	3630	0	0	0	4,726	247,182	211,068	-
5*	Xband_Static_RAM_LISA_COMP_ACS.sci	126128	1576	0	0	0	25,334	421,419	401,185	Lossy, Lossless
6*	A3_154_307_463_505_659_816_LISA.sci	2710321	43340	0	0	0	127,904	127,904	125,783	24 April 2016
7	LPN-A3_2016-09-04T17_3A20_3A57.sci	6327577	0	0	871	0	906,704	906,704	869,043	ACS=106
8	LPN-A3_2016-09-28_18_21_30.sci	4462627	60743	0	42	0	187,605	187,605	175,466	ACS=106

Dari rangkuman proses pendekodean pada Tabel 3-1, diketahui bahwa hasil akhir pendekodean tidak linier dengan volume data masukan. Persentasenya dipengaruhi oleh jumlah *loss frame*, *codeword* rusak, *fill-Packet* dan *Idle-VCDU*. Sedang waktu pengolahannya dipengaruhi oleh ukuran file serta persentase *fill-packet* dan *Idle-VCDU*.

Uji *frame-synch* terhadap ke-lima sampel data telemetri (sampel no 1 s.d no 5), tidak ditemukan *frame* yang hilang atau *#loss-frame=0*. Suatu *frame* dinyatakan hilang (gagal deteksi), bila kode *frame-synch* tidak ditemukan setelah dicari hingga 3 bit maju ataupun 3 bit mundur dari posisi semestinya. Toleransi pencarian ini merujuk pada software *Real-time Software Telemetry Processing System (RT-STPS)* NASA, yang memberi toleransi *slip-bit* hingga 2 bit dengan default 0 (NASA, 2016).

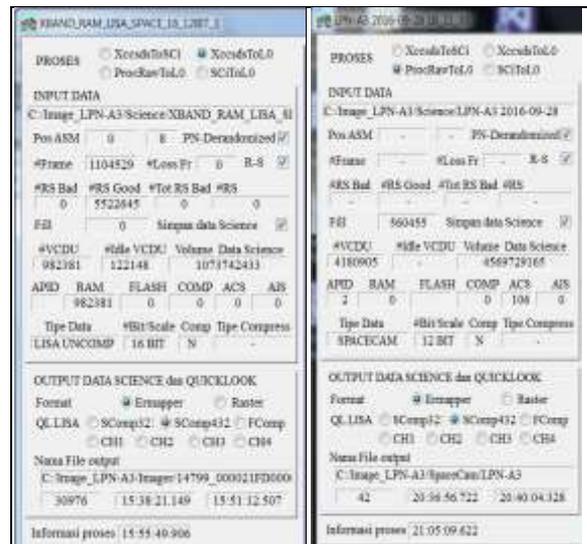
Walau nilai *#loss-frame=0* dan *#fill-packet=0*, tidak berarti volume data ter *framing* akan sama atau hampir sama dengan volume data masukan. Hal ini disebabkan adanya *dummy data* di awal maupun di akhir file rekaman. Munculnya *dummy*, karena perekaman berlangsung sebelum ataupun setelah satelit mengirim data-misi. Untuk mengurangi porsi *dummy* dapat ditempuh dengan memperbaiki akurasi awal dan akhir perekaman.

Untuk mengembalikan susunan data-misi ke kondisi semula, diterapkan derandomisasi-PN. Proses ini tidak mengubah struktur paket, karena pengacakan kembali datahanya dilakukan pada data-misi.

Pengujian kualitas data telemetri menggunakan pendekoda RS hanya dilakukan pada lima sampel (sampel 1 s.d 5), yang seluruhnya merupakan data telemetri sebelum peluncuran. Pengujian dilakukan terhadap semua *codeword* dengan total 5x *codeblock* (jumlah *frame*), termasuk *codeblock* berstatus *Idle-VCDU*. Dari pengujian tersebut, tidak ditemukan *codeword* rusak (*bad RS*) seperti disampaikan pada Tabel 3-1.

Hasil ini memberi indikasi bahwa kualitas data telemetri satelit yang diuji adalah baik.

Sesuai prinsip penyandian sistematis, bila kualitas data telemetri baik, data-misi dapat langsung diambil tanpa harus melalui proses pendekodean RS. Namun demikian, dalam implementasinya algoritma ini tetap diterapkan mengingat beragam gangguan dapat muncul pada sinyal yang ditransmisikan dari ketinggian >500km di atas permukaan bumi.



Gambar 3-1: Cuplik tampilan modul peng-olah data telemetri LAPAN-A3/IPB

Dari proses pendekodean, cukup banyak artefak komunikasi yang ditambahkan pada saat pemaketan data telemetri. Rasio *source data packet* terhadap data masukan untuk ke delapan sampel secara berurutan adalah 76,0%, 6,6%, 81,6%, 48,6%, 15,4%, 77,8%, 78,1%, dan terakhir 75,4%.

Untuk data telemetri yang belum terdekoda (sampel 1 s.d 5), rasio paketnya lebih rendah. Hal ini disebabkan beberapa hal, antara lain: volume data *dummy* dan *#idle-VCDU*. Besarnya data *dummy* dapat dilihat dari selisih antara volume data masukan dengan volume data ter-*framing*. Semakin besar jumlah *idle-VCDU* maka efisiensinya semakin rendah, seperti terlihat pada sampel 2, 4, dan 5.

Untuk data-misi yang telah ter-dekoda (sampel 6, 7 dan 8) rata-rata rasio pakatnya diatas 75%. Hal ini karena semua *dummy* dan *#idle-VCDU* telah dihilangkan, namun masih terdapat *#fill-packet* yang juga merupakan *dummy*. Kemunculan *fill-packet* adalah sebagai konsekuensi akibat tidak sinkron antara kecepatan aliran data-misi dan kecepatan transmisi.

Rendahnya rasio paket tidak semata mata karena masalah ketersediaan data, tetapi lebih dari itu. Semua data telemetri pada ujicoba ini ditransmisi-kan pada mode operasi LISA dan HRDC. Artinya data yang dikirim adalah data rekaman yang telah tersedia di *flash-disk*.

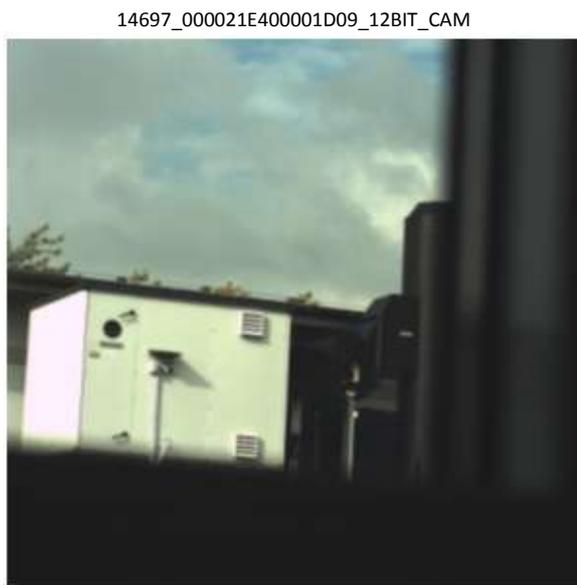
Dekomposisi data adalah tahap menyusun kembali data instrumen yang dikirim dari satelit. Untuk mendapatkan data LISA maupun data matrik-kamera sangat bergantung pada informasi *footer* seperti terlihat pada Gambar 2-4 dan Gambar 2-5. Informasi *footer* menjadi basis untuk mengekstraksi, menguji keabsahan data serta penamaan file. Nomor *frame* menjadi acuan untuk mengetahui apakah ada *frame* yang hilang/terselip. Dari pengujian kesesuaian urutan nomor *frame*, tidak ditemukan

adanya frame HRDC yang hilang (Tabel 3-2).

Proses *demosacking* data BCA diterapkan untuk mendapatkan citra RGB. Hasil prosesnya seperti pada Gambar 3-2. Setiap frame berukuran 2048x2048x12 bit/pixel. Nama file kamera matrik dibentuk dari nomor *frame*, waktu pengambilan (*timestamp*) dan informasi resolusi radio metriknya. Citra 14697_000021400001D09_12BIT_CAM adalah sampel data saat uji matrik-kamera sebelum peluncuran, sedang citra

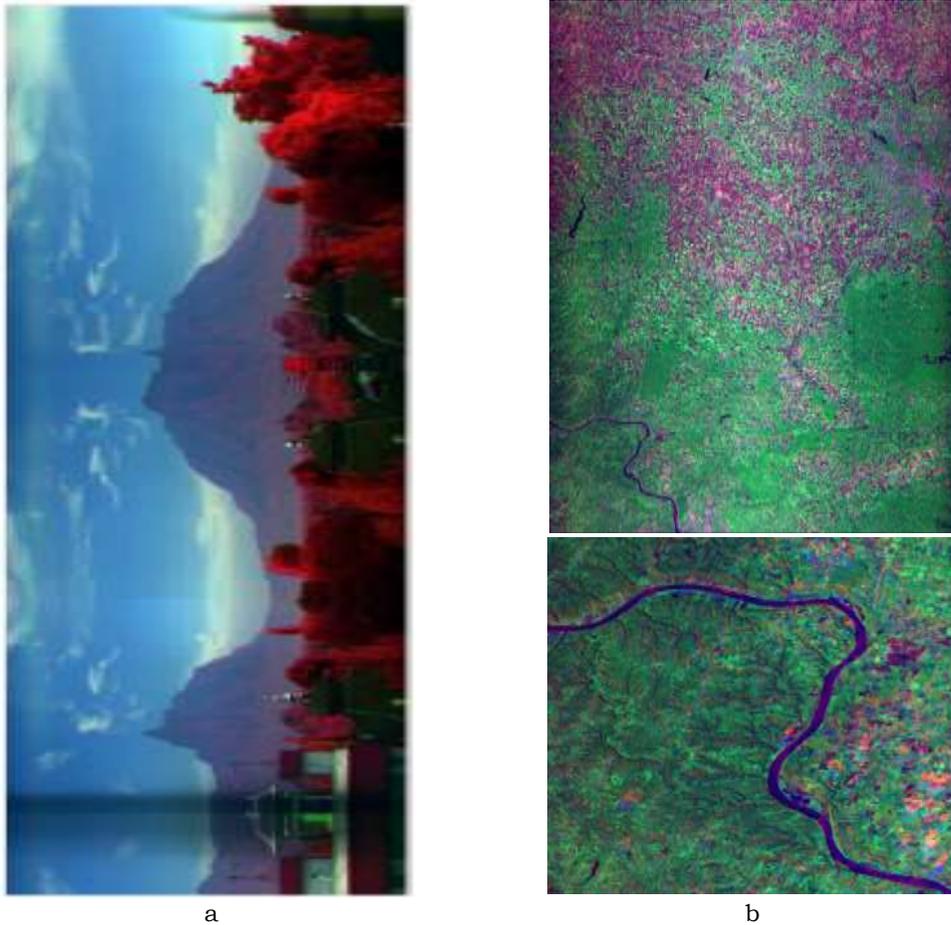
264_0000007C00000FDF_12BIT_CAM adalah data hasil ekstraksi dari sampel no 7. Citra kedua adalah data yang diakuisisi pada 4 September 2016, yaitu pada masa uji satelit di orbit (*In-Orbit Test*).

Dari tampilan citra matrik-kamera pada skala penuh terlihat secara visual kualitasnya belum optimal. Masih terlihat pengaruh perata-rataan nilai elemen warna yang jumlah elemennya terbatas, terutama untuk elemen warna merah dan biru. Perihal kualitas citra, akan diperbaiki menggunakan kombinasi metode interpolasi linier dan median *filter*.



264_0000007C00000FDF_12BIT_CAM

Gambar 3-2: Citra matrik-kamera sebelum dan sesudah satelit diluncurkan



Gambar 3-3: Citra komposit kanal 321 data LISA level 0 untuk sampel nomor 6 dan nomor 8

Pada dekomposisi data multi-spektral, pengecekan nomor baris dan keabsahan data-misi untuk setiap kanal adalah sangat penting. Satu *scanline* data LISA disimpan dalam 64000 byte, tersusun atas 4 kanal spektral dan setiap kanal terdiri atas 8000 pixel dengan resolusi radiometrik 16 bit.

Penggunaan *beam-splitter* di instrumen LISA masih menyisakan sejumlah-baris (*gap*) dengan nilai *gap* bervariasi antar setiap kanal spektral. Konsistensi pergeseran baris pada data harus menjadi perhatian pada proses dekomposisi. Kesalahan/kehilangan sebagian atau satu *scanline* data LISA harus dipertimbangkan dampaknya terhadap registrasi antar kanal spektral maupun saat penyesuaian dengan peta. Untuk itu, bila terdapat kegagalan ekstraksi pada sebagian atau satu *scanline* data LISA, maka data tersebut akan diisi dengan “*blank*”.

Contoh hasil ekstraksi LISA ditampilkan pada Gambar 3-3a dan Gambar 3-3b. Gambar 3-3a diekstraksi dari file A3_154 307 463 505 659 816_LISA.sci, yang diperoleh saat uji kalibrasi instrumen LISA di laboratorium pada 24 April 2016 (menjelang peluncuran). Pada pengujian tersebut, kamera LISA digerakkan secara manual, sehingga tampilannya tidak linier. Hasil yang diperoleh adalah citra LISA berukuran 8000x43340 pixel, yang kemudian dipotong untuk mendapatkan citra berukuran 8000x24400 pixel dan diperkecil untuk keperluan tampilan.

Gambar 3-3b adalah citra LISA yang diakuisisi 28 September 2016 menggunakan antenna penerima Kongsberg di Svalbard, Norwegia. Perekaman berlangsung pada periode *In-orbit Test* dan data telemetri yang diterima telah terdoda RS seperti tertera pada sampel no 8. Akuisisi data berlangsung saat satelit melintasi belahan bumi bagian utara yang sebagian

obyeknya bersalju. Citra asli berukuran 8000 x 60734 pixel, kemudian dipotong menjadi berukuran 8000x16000 pixel, dandiperkecil untuk memperjelas cakupan pengamatan.

Kedua citra LISA RGB komposit ditampilkan tanpa proses ko-registrasi antar kanal spektral. Akibatnyaterdapat pergeseran baris padasetiap kanal spektral, sehingga tampilan kedua citra terlihat buram (*blur*), termasuk tampilan citrapada skala penuh (Gambar 3-3b bawah).

Citra yang dihasilkan dari proses dekomposisi adalah produk level-0. Produk ini tidak didistribusikan ke pengguna, kecuali pada kalangan ilmiah terbatas. Data level-0 masih memerlukan koreksi sistematik yang bersifat fundamental agar datanya dapat digunakan.

Dari hasil analisis lanjutan terhadap data log-proses, tidak menemukan kesalahan pada saat pendekodean maupun dekomposisi data untuk semua sampel. Juga dari hasil pengamatan secara visual pada resolusi penuh, tidak menemukan garis hitam pada tampilan citra sebagai akibat adanya baris data LISA yang hilang.

Dari catatan waktu proses pada Tabel 3-1 dan Tabel 3-2, sebagian besar *CPU-time* digunakan untuk pendekodean data telemetri, dengan rata rata mencapai 93% (prosesor 64bit) dan 91% (prosesor 32bit). Perhitungan hanya dilakukan terhadap ke-lima sampel yang datanya belum terdekoda, namun terstruktur CCSDS.

Upaya perbaikan kinerja modul telah dilakukan menggunakan *compiler* 64bit, yaitu mengoptimalkan penggunaan *word-size* prosesor yang tersedia. Hasilnya, seperti terlihat pada Tabel 3-2, ternyata perbaikan kinerja *software* tidak signifikan, hanya sekitar 8,1% dari harapan sekitar 20 s/d 30%. Hal ini disebabkan implementasi komputasi pada pengolahan data telemetri berorientasi byte (8-bit), sehingga penggunaan *word-size* 64bit tidak banyak menolong.

Hasil evaluasi terhadap isi paket LISA dan HRDC, diketahui bahwa telah dilakukan perbaikan, sehingga antara data sebelum dan sesudah peluncuran terdapat perbedaan. Paska peluncuran, telah ditambahkan datasikap satelit pada paket data secara periodik. Penyisipan data ACS pada data LISAdijumpai setiap ± 122 *scanline*, sementara pada data HRDC diketahui pada setiap ± 3 *frame*. Periode penyisipan data tersebut sesuai dengan periode *update* data sikap satelit.

Merujuk pada kecepatan transmisi data satelit sebesar 105 Mbps, bila diasumsikan transmisi data rekaman berlangsung selama 12 menit, maka volume data yang diterima untuk satu periode akuisisi adalah 9,450 GByte. Bila HDRM hanya melakukan proses demodulasi dan data telemetrinya dikirim langsung ke komputer *ingest*, diperlukan waktu 4820 detik atau 80,2 menit untuk mengolah data telemetri tersebut.

Periode pengolahan data telemetri jauh lebih besar dari periode akuisisi, sehingga kinerja komputer *ingest* tidak mampu menghasilkan data level-0 dan *quick-look* secara *real-time*. Untuk ini, perlu peningkatan kinerja komputer minimal 8x lebih baik, agar semua proses dapat diselesaikan hampir bersamaan dengan waktu transmisi. Namun jika HDRM diberdayakan untuk melakukan proses pendekodean, kinerja komputer *ingest* telah memadai. Namun penggunaan HDRM untuk proses pendekodean dan dekomposisi data menjadi sangat mahal, karena setiap stasiun penerima data misi harus dilengkapi dengan perangkat sejenis.

4 KESIMPULAN

Telah berhasil dibuat dan dianalisis kinerja modul pengolah data telemetri satelit LAPAN-A3/IPB pada mode transmisi data rekaman LISA dan HRDC. Tidak ditemukan kesalahan *frame*, maupun *codeword* untuk kelima sampel data telemetri. Juga tidak ditemukan

kehilangan baris data LISA dan *frame* HRDC untuk semua sampel yang diuji.

Efisiensi paket telemetry LAPAN-A3/IPB masih rendah, terutama untuk data telemetry yang belum terdekoda. Komposisi *idle-VCDU*, *idle-packet* dan *dummy*, cukup besar, perlu perbaikan pengelolaan data di PDH, dan di sistem perekaman data di stasiun penerima.

Dari proses pengolahan data telemetry, lebih dari 90% *CPU time* terpakai untuk pendekodean data dan hanya sekitar 8% untuk dekomposisi dan tampilan citra. Upaya perbaikan kinerja pengolah data dengan mengoptimalkan penggunaan prosesor 64bit hanya mampu memperbaiki kecepatan sebesar 8,1%. Sehingga perlu perbaikan kinerja komputer hingga 8 kali, untuk menghasilkan produk level-0 dan menampilkan citra secara *real-time*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Saya mengucapkan terima kasih kepada Bapak Kapusteksat dan rekan-rekan peneliti/perekayasa di Pusteksat, LAPAN, yang telah memberikan fasilitas dan akses terhadap dokumen, data pengujian, sehingga penelitian ini dapat berlangsung dengan baik.

DAFTAR RUJUKAN

Husain, A. N. U., Gamantyo, H., & Suwadi, 2013. *Pendekoden Kanal Reed Solomon Berbasis FPGA Untuk Transmisi Citra pada Sistem Komunikasi Satelit Nano*. JURNAL TEKNIK POMITS, Vol 2, Issue 1, A33–A38.

Judianto, C. T., & Nasser, E. N., 2015. *The Analysis of LAPAN-A3/IPB Satellite Image Data Simulation Using High Data Rate Modem*. *Procedia Environmental Sciences*, 24, 285–296. <https://doi.org/10.1016/j.proenv.2015.03.037>.

Maschal, Jr., R. a., Young, S. S., Reynolds, J., Krapels, K., Fanning, J., & Corbin, T. 2010. *Review of Bayer pattern CFA demosaicing with new quality assessment algorithms*. Army Research Laboratory. <https://doi.org/10.1117/12.849314>.

NASA, G. S. F. C., 2016. *Real-time Software Telemetry Processing System (RT-STPS) User's Guide*, Version 5.(August 2016), 54.

Nasser, E., N., Suhermanto, & Hasbi, W., 2013. *Design, Implementation and Test of Payload Data Handling LAPAN-A3/IPB Satellite*. 34th Asian Conference on Remote Sensing 2013, ACRS 2013, 1, 446–453.

Orndorff, Tim; Puri, Amit; Smiley, Mike; Connell, J., 2016. *Application of a High Data Rate Modem (HDRM) APPLICATION OF A HIGH DATA RATE MODEM (HDRM)*. International Telemetry Conference Proceedings.

Pusat Teknologi Satelit, L., 2012. *Requirement Definition Document LAPAN-A3 Payload Data Packet*, Bogor, Indonesia. Pusteksat, LAPAN.

Ramanath, R., Snyder, W. E., Bilbro, G. L., & Sander, W. a., 2002. *Demosaicking Methods for Bayer Color Arrays*. *Journal of Electronic Imaging*, Vol 11, Issue 3, 306.<https://doi.org/10.1117/1.1484495>.

Satellite Technology Center, L., 2015. *LAPAN-A3/IPB Microsatellite for Remote Sensing Experiment*. Detail Design Doc: LA3-DD-2015-04.

Secretariat, C., 2011. *TM Synchronization and Channel Coding*. CCSDS Blue Book. Retrieved from <http://public.ccsds.org/publications/archive/231x0b2c1.pdf><http://public.ccsds.org/publications/archive/131x0b2ec1.pdf>.

Secretariat, C., 2012. *TM Synchronization and Channel Coding—Summary of Concept and Rationale*. CCSDS Green Book. Retrieved from <http://public.ccsds.org/publications/archive/130x1g2.pdf>.

United States Geological Survey, 2009. *Landsat 7 Enhanced Thematic Mapper Plus (ETM+) Level 1 Data Format Control Book. v. 14.0 (LS-DFCB-04)*. Vol. 7.

Vectronic, A., G., 2013. *Interface Control Document& Operation Manual for Payload Data Handling System Type VPDHS Project LAPAN Payload Data Handling System*. TD-VAS-PDHS-LAPAN-ICD003. Vol. 1.

**ISOMERISASI POLIMER MELALUI REAKSI SAIN SAYEF UNTUK
MENGUBAH KONFIGURASI HTPB (HYDROXYL TERMINATED
POLYBUTADIENE)
POLYMER ISOMERIZATION BY SAIN SAYEF REACTION TO MODIFY
CONFIGURATION OF HTPB (HYDROXYL TERMINATED
POLYBUTADIENE)**

Heri Budi Wibowo

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

e-mail: heribw@gmail.com

Diterima 25 Juli 2015; Direvisi 6 Maret 2016; Disetujui 18 Mei 2016

ABSTRACT

One of the problems in the synthesis of Hydroxyl Terminated Polybutadiene for propellant binders is the level of vinyl is high (up to 30%), while the desired product is 20%. Vinyl bond can be reduced if the chain can be broken with the addition of a hydroxyl group. The research objective is to reduce the amount of vinyl structure in HTPB with the addition of double bonds in the vinyl by applying Sayef Sain reaction. HTPB is reacted with concentrated hydrogen peroxide with the Sain Sayef catalyst in the 1 liter autoclave reactor with ethanol for 1-3 hours at 100° C. After being purified by extraction in hot water and drying, it is analyzed by an infrared spectrometer. The result shows that there is a change in the concentrations of vinyl within the polymers produced by observing the absorption of vinyl groups at a wavelength of 690cm⁻¹. Optimal results obtained with vinyl content of 20% with a temperature of 100° C for 90 minutes. In general, the quality of HTPB can be increased by reducing the levels of vinyl which allowing the HTPB composition to have a vinyl content reduced to 19%.

Keywords: *polybutadiene, propellants, polymers, Sain Sayef*

ABSTRAK

Salah satu permasalahan dalam sintesis Hydroxyl Terminated Polybutadiene untuk binder propelan adalah masih tingginya kadar vinil (sampai dengan 30%), sedangkan produk yang diinginkan adalah 20%. Ikatan vinil dapat direduksi jika dapat dipecah rantainya dengan adisi gugus hidroksil. Tujuan penelitian adalah mereduksi jumlah struktur vinil dalam HTPB dengan adisi ikatan rangkap dalam vinil dengan menerapkan reaksi Sain Sayef. HTPB direaksikan dengan hydrogen peroksida pekat dengan katalis Sain Sayef dalam reaktor autoklaf 1 liter dengan pelarut etanol selama 1-3 jam pada suhu 100 °C. Setelah dimurnikan dengan ekstraksi dalam air panas dan pengeringan dari air, dianalisis dengan spectrometer infra merah. Hasil pengujian menunjukkan bahwa terjadi perubahan konsentrasi kandungan vinil dalam polimer yang dihasilkan dengan pengamatan serapan gugus vinil pada panjang gelombang 690 cm⁻¹. Hasil optimal diperoleh dengan kadar vinil 20% dengan suhu 100 °C selama 90 menit. Secara umum, kualitas HTPB dapat meningkat dengan mengurangi kadar vinil sehingga komposisi HTPB memiliki kadar vinil turun menjadi 19%.

Kata kunci: *polibutadien, propelan, polimer, Sain Sayef*

1 PENDAHULUAN

HTPB merupakan salah satu bahan utama binder propelan komposit. Pembuatan HTPB dapat dilakukan dengan mekanisme ionik dan radikal. Pembuatan HTPB mekanisme ionik akan menghasilkan HTPB yang kadar vinilnya rendah, namun sangat sulit dilakukan dan membutuhkan proses yang kompleks. Untuk kondisi di Indonesia, cukup sulit dilakukan proses pembuatan HTPB dengan mekanisme ionik karena katalisator yang dibutuhkan tidak bisa didapatkan di Indonesia (Wibowo, 2011, Wibowo, 2012). Pembuatan HTPB dengan mekanisme radikal lebih mudah cara dan bahan baku untuk pembuatannya karena dapat dilakukan pada suhu kamar, menggunakan bahan baku yang cukup banyak, namun HTPB yang dihasilkan secara radikal, dengan kadar struktur dominan vinil, bahkan bisa mencapai 90%. Struktur HTPB adalah kombinasi struktur cis, trans, dan vinil dengan kadar yang berbeda tergantung mekanisme reaksi dan kondisinya. Upaya optimalisasi kondisi operasi reaksi pembuatan HTPB secara radikal dapat dihasilkan produk dengan kadar vinil paling rendah adalah 30%. Persyaratan binder propelan komposit yang baik

adalah memiliki kadar vinil paling banyak 20% sehingga elastomer yang dihasilkan memiliki kekerasan baik, namun fleksibilitas masih terjaga. Oleh karena itu, dibutuhkan upaya mencari metode penurunan kadar vinil dari HTPB agar dapat memenuhi persyaratan (Wibowo, 2014, Maggi, 2014).

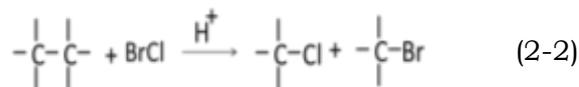
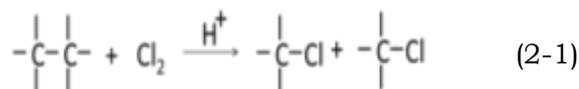
HTPB adalah bentuk polibutadien dengan gugus ujung hidroksil, merupakan untaian butadiene yang memiliki ikatan rangkap. Adanya ikatan rangkap tersebut yang membuat struktur HTPB dapat terbentuk struktur cis, trans, dan vinil. Menurut Sain Sayef, senyawa dengan ikatan rangkap dapat dipecah ikatan rangkapnya dengan reaksi adisi dengan kedua gugus ujung pecahan adalah memiliki gugus ujung yang sama. Sebagai contoh, dengan menggunakan iodine akan menghasilkan gugus ujung iodide, dengan klorin akan menghasilkan gugus ujung klorida. Bahkan senyawa ikatan rangkap dapat diputus ikatannya menjadi ikatan yang terpisah dengan adanya reaksi adisi tersebut menggunakan agen reaksi adisi yang sangat kuat. Beberapa penelitian reaksi adisi pemisahan ikatan rangkap telah dilakukan untuk senyawa-senyawa butena, propena, dengan menggunakan

gas klorin sehingga terpisah menjadi senyawa klorida. Model reaksi ini dikenal sebagai reaksi Sain Sayef. Selama ini reaksi Sain Sayef digunakan untuk pemecahan senyawa ikatan rangkap sederhana dan belum pernah digunakan untuk pemecahan senyawa polimer (Timnat, 1992, Randall dan Lee, 2013).

Secara prinsip, baik senyawa sederhana maupun senyawa polimer rantai panjang, asalkan memiliki ikatan rangkap dapat diputuskan dengan reaksi Sain Sayef dengan persyaratan yang harus dipenuhi. Berdasarkan beberapa kenyataan tersebut, maka penelitian ini diarahkan untuk memecah ikatan rangkap vinil dalam HTPB dengan reaksi Sain Sayef, sehingga kadar vinil dalam polimer HTPB dapat turun. Dengan turunnya kadar vinil dalam HTPB, maka diharapkan kualitas HTPB untuk propelan binder dapat dipenuhi. Dengan demikian, HTPB yang diperoleh dari pembuatan mekanisme radikal dapat digunakan untuk binder propelan (Aydemir, dkk, 2013).

2 LANDASAN TEORI

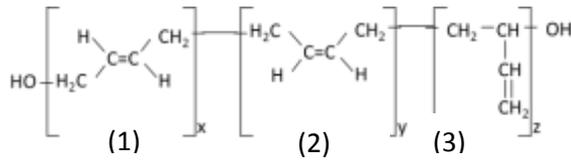
Reaksi Sain Sayef merupakan salah satu jenis reaksi adisi atau pemutusan ikatan kimia. Reaksi Sain Sayef dikenal pada reaksi pemutusan ikatan C-C pada senyawa hidrokarbon dua senyawa terpisah dengan adanya ion negatif kuat seperti halogen dari asam kuat (HCl, HBr, HF) atau senyawa kovalennya (Cl₂, Br₂), (Randall dan Lee, 2013). Reaksi pemutusan rantai karbon ini ditunjukkan pada persamaan (2-1), dimana adanya senyawa Cl₂ akan memecah ikatan C-C menjadi C-Cl dan C-Cl. Reaksi yang sama dapat terjadi untuk reaksi senyawa hidrokarbon dengan BrCl yang akan membentuk senyawa baru C-Br dan C-Cl seperti ditunjukkan pada persamaan (2-2).



Reaksi Sain Sayef ini dapat berlangsung dengan baik dengan bantuan katalis asam kuat atau dengan katalis platina. Reaksi ini mengikuti mekanisme seperti reaksi substitusi adisi nukleofilik. Seperti pada reaksi substitusi umumnya, maka kecepatan reaksi akan bergantung pada konsentrasi senyawa hidrokarbon karena biasanya dilakukan dengan bahan Cl₂ atau BrCl berlebih (Wibowo, 2012; Arguello dan Santos, 2016).

Pada prinsipnya, semua senyawa hidrokarbon dengan rantai C-C memiliki kemungkinan terjadi reaksi Sain Sayef. Kecepatan reaksi dan konversi hasil akan tergantung pada struktur senyawa tersebut. Senyawa dengan struktur yang sederhana seperti untian alkana akan mudah terjadi reaksi Sain Sayef. Senyawa dengan gugus substitusi yang banyak dan beragam relatif lebih sulit bereaksi.

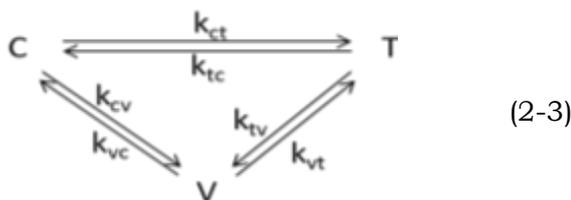
Senyawa HTPB adalah senyawa polimer dengan monomer adalah butadien. Butadien merupakan senyawa alkana sehingga HTPB adalah senyawa hidrokarbon rantai panjang. Berdasarkan strukturnya, maka terdapat tiga konfigurasi isomer yang dapat terjadi, yaitu struktur cis, trans, dan vinil seperti ditunjukkan pada Gambar 2-1. Struktur cis dan trans memiliki struktur yang mirip hanya berbeda orientasi gugus H, sedangkan struktur vinil berbeda karena ikatan rangkap ada terpisah dalam gugus butadien.



Gambar 2-1: Struktur HTPB (trans, cis, dan vinil)

Kalau melihat struktur HTPB tersebut, maka ketiga struktur tersebut memungkinkan untuk terjadi reaksi Sain Sayef karena memiliki ikatan C-C (Sutton dan Biblarz, 2001). Pemutusan ikatan dapat terjadi pada ikatan H₂C-CH₂- yang menghubungkan antar struktur tersebut. Oleh karena itu, kemungkinan putusnya ikatan karbon adalah dapat terjadi baik pada struktur cis, trans, dan vinil (Aydemir dkk, 2013).

Reaksi Sain Sayef seperti ditunjukkan pada persamaan (2-1), sesungguhnya terjadi dalam bentuk kesetimbangan. Reaksi Sain Sayef apabila diaplikasikan untuk reaksi pada HTPB, maka akan terjadi kesetimbangan ketiga struktur kimia tersebut (cis (c), trans (t), dan vinil (v)). Apabila dituliskan struktur cis, trans, dan vinil adalah C, T, V maka persamaan reaksi kesetimbangan akan ditunjukkan pada persamaan reaksi isomerisasi seperti ditunjukkan pada persamaan (2-3). Apabila reaksi isomerisasi terjadi, maka dimungkinkan terjadi kesetimbangan reaksi isomerisasi, yaitu perubahan struktur cis menjadi trans dengan tetapan kesetimbangan K_{ct}, perubahan struktur cis menjadi vinil dengan tetapan kesetimbangan K_{cv}, perubahan struktur trans menjadi vinil dengan tetapan kesetimbangan K_{vt}. Besarnya nilai tetapan kesetimbangan akan menentukan berapa komposisi akhir dari struktur kimia dari HTPB yang bersangkutan.



(2-3)

Persamaan kecepatan reaksi perubahan komposisi cis setiap waktu merupakan fungsi dari perubahan cis yang menjadi trans dan vinil, seperti ditunjukkan pada persamaan reaksi (2-4), persamaan kecepatan reaksi perubahan komposisi trans setiap waktu merupakan fungsi dari perubahan trans yang menjadi cis dan vinil, seperti ditunjukkan pada persamaan reaksi (2-5), dan persamaan kecepatan reaksi perubahan komposisi vinil setiap waktu merupakan fungsi dari perubahan vinil yang menjadi cis dan trans, seperti ditunjukkan pada persamaan reaksi (2-6).

$$-d[C]/dt = k_{ct}[C] - k_{tc}[T] + k_{cv}[C] - k_{vc}[V] \quad (2-4)$$

$$-d[T]/dt = k_{tc}[T] - k_{ct}[C] + k_{tv}[T] - k_{vt}[V] \quad (2-5)$$

$$-d[V]/dt = k_{vc}[V] - k_{cv}[C] + k_{vt}[V] - k_{tv}[T] \quad (2-6)$$

Tetapan kesetimbangan merupakan rasio tetapan kecepatan reaksi ke kanan dan ke kiri, sehingga nilai K_{ct}, K_{cv}, dan K_{tv} dapat dituliskan dengan persamaan (2-7), (2-8), dan (2-9).

$$K_{ct} = k_{ct}/k_{tc} \quad (2-7)$$

$$K_{cv} = k_{cv}/k_{vc} \quad (2-8)$$

$$K_{tv} = k_{tv}/k_{vt} \quad (2-9)$$

Nilai tetapan kesetimbangan juga menurut Avery (2012) merupakan perbandingan konsentrasi reaktan dan hasil, sehingga K_{ct} adalah perbandingan konsentrasi struktur cis dengan trans, K_{cv} adalah perbandingan konsentrasi struktur cis dan vinil, serta K_{tv} adalah perbandingan konsentrasi trans dan vinil seperti ditunjukkan pada persamaan (2-10), (2-11), dan (2-12).

$$K_{ct} = [C]/[T] \quad (2-10)$$

$$K_{cv}=[C]/[V] \quad (2-11)$$

$$K_{tv}=[T]/[V] \quad (2-12)$$

Persamaan reaksi (2-4) sampai (2-12) adalah 9 persamaan dengan 9 variabel yang tidak diketahui, yaitu K_{ct} , K_{cv} , K_{tv} , k_{ct} , k_{tc} , k_{cv} , k_{vc} , k_{tv} , k_{vt} , sehingga semua tetapan kecepatan reaksi akan dapat diperoleh dengan penyelesaian 3 persamaan diferensial simultan (2-4), (2-5) dan (2-6).

3 METODOLOGI

Penelitian dilakukan dengan menggunakan HTPB hasil produksi laboratorium HTPB LAPAN. HTPB dibuat dengan mekanisme radikal menggunakan katalisator hidrogen peroksida dalam pelarut etanol mengikuti prosedur Wibowo (2011, 2012). HTPB sebelum diproses lebih lanjut dianalisis kadar vinil, cis, dan trans dengan spektrometer infra merah (FTIR).

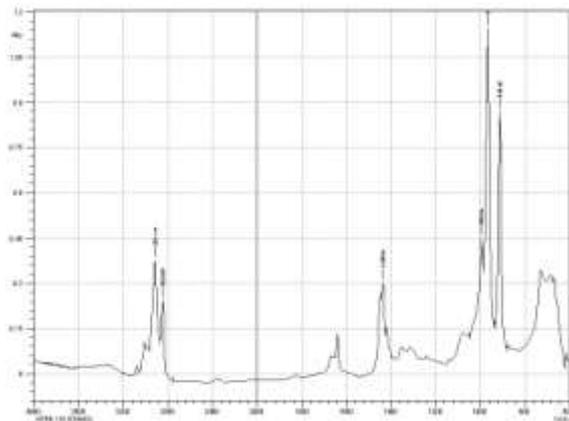
HTPB direaksikan dengan hidrogen peroksida dengan katalisator $LiAlH_4$ menggunakan reaktor autoklaf 1 liter pada suhu 90 °C selama 1 jam. Setelah dicuci dengan air panas dan dilanjutkan pencucian dengan toluen, kemudian polimer HTPB yang dihasilkan dikeringkan dalam oven selama 4 jam pada suhu 70 °C tekanan 0,5 bar. Hasil HTPB yang telah bebas air diuji kadar cis, trans, dan vinilnya dengan spektrometer infra merah (FTIR), melalui pengamatan struktur rantai vinil, cis, dan trans pada panjang gelombang 690, 713, dan 910 cm^{-1} . Pengamatan struktur polimer yang terjadi dilakukan setiap interval waktu 10 menit. Nilai tetapan kesetimbangan dapat diperoleh dengan

menyelesaikan persamaan diferensial simultan (2-4) (2-5) dan (2-6) dengan metode numerik Gauss-Jordan.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Pembuatan HTPB

Pembuatan HTPB dilakukan dengan metode Wibowo, yaitu dengan polimerisasi butadien secara radikal menggunakan katalis hidrogen peroksida dan pelarut alkohol. Metode ini dipilih karena konversi hasilnya tinggi (lebih dari 40%), mudah dilakukan dan menggunakan peralatan yang lebih sederhana. Selain itu, metode ini juga metode yang digunakan LAPAN dalam menyediakan HTPB untuk bahan baku propelan mandiri (Wibowo, 2013, Zohari dkk, 2013). Hasil pengujian struktur HTPB yang diperoleh dan digunakan sebagai bahan untuk mempelajari perubahan konfigurasi struktur adalah ditunjukkan pada hasil pengujian spektrometer infra merah dengan FTIR, dimana hasilnya adalah terdapat serapan pada panjang gelombang 690, 713, dan 910 cm^{-1} masing-masing dengan intensitas 32,01; 3,96; dan 63,99. Dengan menggunakan Hukum Lambert-Beer bahwa nilai perbandingan struktur isomer vinil, cis, dan trans adalah sebanding dengan intensitas dari spektra infra merahnya, maka dapat diperoleh kadar vinil, cis, dan trans masing-masing adalah 32,4, dan 64%. Bahan HTPB tersebut yang digunakan sebagai bahan untuk mempelajari perubahan struktur HTPB dengan reaksi Sain Sayef. Pengamatan spektrogram FTIR ditunjukkan pada Gambar 4-1, dimana serapan terjadi pada panjang gelombang 690, 713, dan 910 cm^{-1} .



Gambar 4-1: Spektogram FTIR dari HTPB

4.2 Kinetika Reaksi Sain Sayef Terhadap HTPB

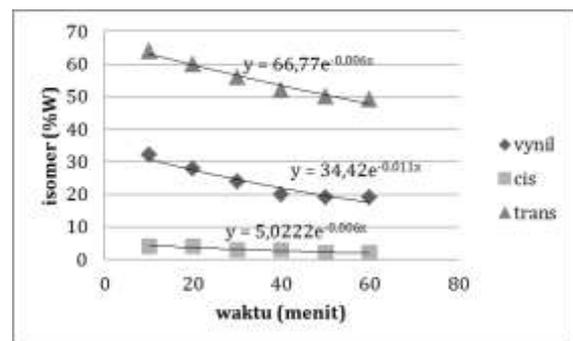
Reaksi Sain Sayef untuk HTPB ditunjukkan pada persamaan (2-3). Untuk mendapatkan nilai tetapan kecepatan reaksi k_c , k_t , dan k_v maka dilakukan pengamatan komposisi struktur cis, trans, dan vinil setiap interval waktu. Hasil pengamatan konsentrasi struktur cis, trans, dan vinil pada puncak serapan spektroskopi infra merah dikonversikan dalam bentuk persen konsentrasi masing-masing struktur ditampilkan pada Tabel 4-1 mengikuti Hukum Lamber Beer. Berdasarkan perubahan konsentrasi tersebut, maka reaksi Sain Sayef terjadi dibuktikan dengan terjadinya perubahan konsentrasi struktur cis, trans, dan vinil. Perubahan konsentrasi tersebut dapat digunakan untuk mencari tetapan kesetimbangan reaksi masing-masing struktur dengan menyelesaikan persamaan diferensial simultan (2-3), (2-4), dan (2-5). Apabila melihat hasil profil reaksi untuk masing-masing struktur, maka dapat dilihat bahwa reaksi adalah orde satu, dimana penurunan konsentrasi mengikuti kurva logaritmik. Dengan demikian maka reaksi isomerisasi adalah orde satu ($n=1$).

Perubahan tersebut dapat diperjelas dengan Gambar 4-2. Dalam Gambar 4-1 tersebut terlihat bahwa semua konsentrasi isomer baik cis,

trans, dan vinil mengalami penurunan. Penurunan yang sangat signifikan adalah penurunan isomer vinil. Untuk kejelasan hasil perhitungan dari penyelesaian persamaan diferensial simulatan, maka dapat diperoleh nilai tetapan kesetimbangan masing-masing.

Tabel 4-1: PERUBAHAN KONSENTRASI ISOMER HTPB

Waktu (menit)	komposisi		
	vinil	cis	trans
10	32	4	64
20	28	4	60
30	24	3	56
40	20	3	52
50	19	2	50
60	19	2	49



Gambar 4-2:Perubahan konsentrasi isomer HTPB terhadap waktu

Nilai tetapan kesetimbangan K_{ct} , K_{cv} , dan K_{tv} masing masing pada suhu 90 °C adalah 1,21; 1,52; dan 0,93. Hasil tersebut menunjukkan bahwa perubahan penurunan konsentrasi vinil adalah yang paling besar dibandingkan dengan yang lain. Jumlah cis yang ada dalam campuran akan selalu lebih kecil dibanding trans dan vinil karena dalam kecenderungan cis akan berubah ke arah trans maupun vinil. Perubahan cis ke vinil lebih besar daripada perubahan cis ke trans. Hal ini sesuai dengan perkiraan bahwa reaksi Sain Sayef dapat terjadi terhadap HTPB karena adanya ikatan C-C yang ada pada rantai

polimernya. Berdasarkan struktur yang terbentuk pada Gambar 4-2, maka struktur cis dan trans adalah struktur yang mirip hanya berbeda orientasi gugus OH, namun tidak berbeda dalam ikatan C-C sehingga reaktifitas terhadap reaksi Sain Sayef tidak berbeda jauh kestabilannya. Hal ini sesuai dengan pernyataan Fessenden dan Wibowo bahwa orientasi gugus relatif tidak berpengaruh terhadap reaktifitas suatu senyawa (Wibowo, 2012, Zohari dkk, 2013). Berbeda dengan isomer vinil, dimana walaupun gugus vinil terikat tersendiri, namun ikatan C-C adalah bebas. Adanya gugus vinil yang bersifat elektropositif akan memberikan donor elektron ke ikatan C-C sehingga ikatan C-C menjadi memiliki perbedaan elektronegatifitas berbeda dari C satu dengan C satunya. Perbedaan tersebut membuat ikatan C-C memiliki kemampuan bereaksi lebih besar daripada isomer C-C yang relatif memiliki perbedaan elektronegatifitas yang sama. Dengan demikian struktur vinil lebih stabil dibanding cis dan trans sehingga arah reaksi akan menuju penambahan vinil.

Pengaruh suhu reaksi terhadap tetapan kesetimbangan dipelajari dengan melakukan reaksi pada suhu 20, 30, 40, dan 50 °C. Hasil perubahan struktur isomer terhadap waktu tiap suhu reaksi dihitung, kemudian dicari nilai tetapan kesetimbangan reaksi isomerisasi secara numerik dengan menyelesaikan persamaan simultan (2-3), (2-4) dan (2-5) sehingga diperoleh nilai K_{ct} , K_{cv} , dan K_{tv} . Hasil pengamatan dan perhitungan ditunjukkan pada Tabel 4-2. Untuk mengetahui pengaruh suhu terhadap tetapan kesetimbangan reaksi, maka dilakukan dengan menggunakan persamaan Arrhenius, sehingga persamaan pengaruh suhu terhadap tetapan kesetimbangan K_{ct} , K_{cv} , dan K_{tv} ditunjukkan pada persamaan (4-1), (4-

2), dan (4-3) dengan A adalah tetapan Arrhenius, R adalah tetapan gas ideal, T adalah suhu mutlak (Kelvin), dan E_a adalah energi aktivasi. Untuk memperoleh nilai E dan A, maka dapat dilakukan dengan membuat grafik tetapan kesetimbangan reaksi terhadap $1/T$, maka dapat diperoleh nilai $\ln(A)$ sebagai intersep terhadap sumbu vertikal dan $(-E_a/R)$ sebagai kemiringan kurva tersebut.

$$K_{ct}=A_{ct}\exp(-E_{a_{ct}}/RT) \quad (4-1)$$

$$K_{cv}=A_{cv}\exp(-E_{a_{cv}}/RT) \quad (4-2)$$

$$K_{tv}=A_{tv}\exp(-E_{a_{tv}}/RT) \quad (4-3)$$

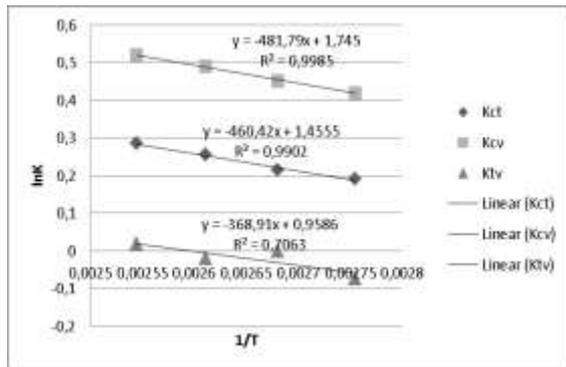
Hasil pengujian nilai tetapan kesetimbangan reaksi pada berbagai suhu ditampilkan pada Tabel 4-2. Hasil nilai kemudian dibuat kurva tetapan kesetimbangan terhadap $1/T$ sehingga diperoleh kurva seperti ditunjukkan pada Gambar 4-3. Berdasarkan kurva tersebut kemudian diperoleh nilai energi aktivasi dan faktor frekuensi seperti ditunjukkan pada Tabel 4-3.

Tabel 4-2: NILAI TETAPAN KESETIMBANGAN PADA BERBAGAI SUHU

Suhu (K)	K_{ct}	K_{cv}	K_{tv}
363	1,21	1,52	0,93
373	1,24	1,57	1
383	1,29	1,63	0,98
393	1,33	1,68	1,02

Berdasarkan hasil kurva pada Gambar 4-3, A dan E_a untuk masing-masing isomer dapat diperoleh dan ditampilkan pada Tabel 4-3. Apabila dituliskan dalam bentuk persamaan Arrhenius, maka berdasarkan Tabel 4-3 dapat dituliskan persamaan Arrhenius untuk pengaruh suhu terhadap tetapan kesetimbangan masing-masing isomer

seperti ditunjukkan pada persamaan (4-4), (4-5), dan (4-6).



Gambar 4-3:Perubahan nilai tetapan kesetimbangan terhadap 1/T

$$K_{ct}=A_{ct}\exp(-Ea_{ct}/RT) \tag{4-4}$$

$$K_{cv}=A_{cv}\exp(-Ea_{cv}/RT) \tag{4-5}$$

$$K_{tv}=A_{tv}\exp(-Ea_{tv}/RT) \tag{4-6}$$

Tabel 4-3: NILAI Ea DAN A PENGARUH SUHU TERHADAP TETAPAN KESETIMBANGAN

Tetapan kesetimbangan	Faktor frekuensi A	Energi aktivasi (Ea/R)
K _{ct}	5,725901	-481,79
K _{cv}	4,286626	-460,42
K _{tv}	2,608043	-368,91

Hasil tersebut menunjukkan bahwa pengaruh suhu sangat besar terhadap perubahan isomer cis dan vinil. Dengan kenaikan suhu tiap 10 derajat, maka cis dapat mengalami penurunan yang sangat tajam dan sensitif. Bahkan pada suhu 110 derajat, cis mengalami penurunan yang sangat drastis. Jika diekstrapoasi, maka pada suhu 110 derajat, tidak ada cis dalam struktur polimer tersebut. Hal ini berkaitan dengan sifat struktur kimia cis adalah senyawa yang relatif tidak stabil energinya dibandingkan dengan trans, dimana struktur cis orientasi gugus

yang sama (H) ada dalam posisi satu garis dengan sifat leketronegatifitas yang sama (positif) sehingga terjadi saling tolak menolak yang lebih besar. Hal ini berbeda dengan struktur trans yang secara geometri memiliki kestabilan ruang yang lebih baik, energinya lebih rendah dibanding struktur cis karena posisi gugus hidrogen (H) yang lekertopositif berada pada posisi berseberangan sehingga distribusi elektro menjadi lebih merata. Dengan demikian, maka energi terbentuknya struktur trans akan lebih besar dibanding dengan struktur cis, seperti ditunjukkan pada Gambar 1-1.

Berbeda dengan struktur cis dan trans, maka struktur vinil adalah struktur yang agak berbeda, dimana terjadi ikatan rangkap di bagian bawah, ikatan polimerisasi terbentuk pada atom C no 1 dan 2. Posisi tersebut membuat polimer secara geometris menjadi sangat stabil karena adanya resonansi pada ikatan rangkap yang ada dan distribusi elektron yang lebih merata. Dengan demikian, maka energi pembentukan struktur vinil adalah yang paling rendah dibanding dengan struktur cis dan trans. Hal tersebut membuat secara umum, maka komposisi struktur isomer kebanyakan adalah vinil, sedangkan cis adalah yang paling sedikit.

Kenaikan suhu reaksi akan memberikan potensi proporsi struktur yang berbeda. Semakin tinggi suhu isomerisasi, ternyata jumlah isomer vinil adalah semakin besar dengan tingkat peningkatan yang lebih besar daripada struktur cis. Dengan demikian, untuk meningkatkan jumlah struktur cis, maka harus diupayakan reaksi isomerisasi terjadi pada suhu yang lebih rendah. Semakin rendah suhunya, maka peningkatan perubahan isomer cis akan meningkat dibandingkan peningkatan perubahan struktur trans dan vinil.

4.3 Potensi Peningkatan Kualitas HTPB

Menarik diamati hasil dari optimalisasi untuk penggunaan HTPB sebagai *fuel* binder propelan. HTPB untuk kepentingan *fuel* binder propelan diinginkan memiliki kadar cis yang tinggi dan memiliki kadar vinil yang rendah (Aldemir, dkk, 2013). Sebagai acuan, biasanya kadar vinil HTPB untuk fuel binder propelan diinginkan kurang atau sama dengan dari 20% (Lin-Vien, 2013). Dengan mengamati dan estrapolasi dari persamaan hubungan tetapan kecepatan reaksi untuk tiap isomer seperti ditunjukkan pada persamaan (2-5), (2-6), dan (2-7) serta nilai tetapan kecepatan reaksi masing-masing isomer, maka dapat dibuat optimisasi pada reaksi berapa lama diperoleh kadar vinil minimum namun kadar cis tidak terlalu turun banyak. Hasil optimalisasi diperoleh bahwa kondisi optimum dapat terjadi dengan reaksi pada menit ke 90 akan diperoleh isomer vinil (%W) adalah 19%, cis adalah 3%, dan trans adalah 49%. Nilai ini cukup memenuhi persyaratan sebagai binder propelan komposit. Dengan demikian, maka potensi penggunaan metode Sain Sayef untuk menurunkan kadar vinil dari HTPB adalah cukup besar. Dengan metode ini, dapat digunakan untuk memperbaiki struktur HTPB yang diperoleh.

Untuk mendapatkan hasil yang lebih optimal, maka perlu dilakukan penelitian pengaruh suhu reaksi dan katalis yang digunakan. Menurut Arrhenius, maka suhu reaksi sangat berpengaruh secara signifikan terhadap tetapan kecepatan reaksi (Wibowo, 2013). Demikian pula katalis, katalis dapat menurunkan energi aktivasi sehingga reaksi dapat lebih cepat terjadi. Pemilihan katalis lain mungkin memiliki pengaruh dan karakteristik yang berbeda.

5 KESIMPULAN

Hasil penelitian menunjukkan bahwa reaksi Sain Sayef dapat digunakan untuk mengubah komposisi isomer dari HTPB. Perubahan komposisi struktur HTPB sangat penting dalam peningkatan kualitas HTPB sebagai *fuel* binder propelan. Reaksi Sain Sayef terbukti nyata dapat memutuskan ikatan C-C dari polimer HTPB. Berdasarkan tetapan kecepatan reaksi, maka reaksi penurunan isomer vinil adalah paling besar, sedang penurunan isomer cis dan trans adalah sama. Hasil optimal diperoleh dengan kadar vinil 19% dengan suhu 100 °C selama 90 menit. Secara umum, kualitas HTPB dapat meningkat dengan mengurangi kadar vinil sehingga komposisi HTPB memiliki kadar vinil turun menjadi 19%. Untuk mendapatkan hasil yang optimal, perlu dilakukan penelitian lebih lanjut pengaruh suhu reaksi dan pemilihan katalis yang digunakan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terimakasih disampaikan kepada LAPAN yang telah memberikan biaya dan fasilitas untuk terselenggaranya penelitian ini. Ucapan terima kasih juga disampaikan kepada Kepala Pusat Teknologi Roket yang telah mendukung dan memfasilitasi penelitian ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Arguello, J.M., and A. Santos, 2016. *Hardness and Compression Resistance of Natural Rubber and Synthetic Rubber Mixtures*, Journal of Physics: Conf Series 687.
- Aydemir, Bulent, B., and S., Salman, 2013. *The Advantages of New Generation Hardness Measurement Methods*, 5th International Quality Conference May 20th Center for Quality, Faculty of Mechanical Engineering, University of Kragujevac.

- Lin-Vien, D., 2013. *Infrared and Raman Characteristic Frequencies of Organic Molecules*. San Diego : Academic Press.
- Maggi, F., 2014. *Curing Viscosity of HTPB-Based Binder Embedding Micro and Nano-Aluminum Particles*, Propellants Explos. Pyrotech, no. 39, 1-7.
- Randall, D., and Lee, S., 2013. *The Polyurethanes Book*. New York: ed. 12th, John Wiley and Sons.
- Sutton, G.P., and Biblarz, O., 2001. *Rocket Propulsion Elements*, 7th edition. New York : John Wiley & Son.
- Timmat, J., 1992. *Advanced Rocket Propulsion*. London: Interscience Publisher. 139.
- Wibowo, H.B., 2013. *Struktur Polimer Polibutadien dan Teknik Pengendalian Produksi*. Chemistry Progress, Chem. Prog. 5(1). 2234-2240.
- Wibowo, H.B., 2011. *Pengaruh Berat Molekul Terhadap Reaksi Pembentukan Poliuretan*, Prosiding SIPTEKGAN XIV-2011.
- Wibowo, H.B., 2012. *Karakteristik Viskoelastisitas Binder Propelan Komposit Mandiri Berbasis HTPB*. Prosiding SIPTEKGAN XV-2011.
- Wibowo, H.B., 2014. *Kinetika Polimerisasi Butadien Secara Emulsi dengan Inisiator H₂O₂/Fe(III)*. Prosiding Seminar Nasional JNK 2014.
- Zohari, N., Keshavar, M.H., and S.A. Seyedsadjadi, 2013. *The Advantages and Shortcomings of Using Nano-sized Energetic Materials*, Central European Journal of Energetic Materials 10(1), 135-147.

PENGUKURAN TURBULENSI DAN ANGULARITAS ALIRAN PADA TEROWONGAN ANGIN SUBSONIK LAPAN (THE MEASUREMENT OF TURBULENCE AND FLOW ANGULARITY IN LAPAN'S SUBSONIC WIND TUNNEL)

Firman Hartono^{1*}, Ronald Bessie^{}, Agus Arlbowo^{***}**

¹Program Studi Aeronotika dan Astronotika

Institut Teknologi Bandung, Bandung, INDONESIA

²PT Uavindo Nusantara

³Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

¹e-mail: firman7738@gmail.com

Diterima 10 November 2015; Direvisi 21 Maret 2016; Disetujui 18 Mei 2016

ABSTRACT

This paper explains the measurement of turbulence intensity and angularity in LAPAN's Open Loop Subsonic Wind Tunnel. The objective of the research is to find out the aerodynamic characteristic of the tunnel. Turbulence intensities were measured using 200 mm and 300 mm diameter turbulence sphere. The flow angularity in the cross section of tunnel's test section was measured using five holes probe at two different axial position i.e. 1. above internal balance turning table and 2. above external balance turning table. The number of measured points are 110 for every cross section plane and the average velocity during angular flow measurement is 15 m/s. Turbulence measurements shows wind tunnel's turbulence intensity of 0.26% at 25.9 m/s and 0.1% at 19 m/s. Angularity measurement shows relatively large angular flow variation in the jet, i.e. pitch angle of $\pm 3^\circ$ and achieving $+7^\circ$ at some locations and yaw angle of $\pm 2.5^\circ$.

Keywords: *wind tunnel, turbulence measurement, angularity*

ABSTRAK

Makalah ini menjelaskan pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas aliran pada seksi uji terowongan angin sirkuit terbuka kecepatan rendah Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional. Tujuan dilakukannya pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN. Pengukuran intensitas turbulensi dilakukan menggunakan dua bola turbulensi (*turbulence sphere*) dengan diameter 200 mm dan 300 mm sedangkan pengukuran angularitas aliran dilakukan menggunakan probe 5 lubang pada bidang melintang di dua posisi aksial yaitu: di tengah roda putar *internal balance* dan di tengah roda putar *external balance*. Keseluruhan jumlah titik yang diukur per bidang adalah sebanyak 110 titik. Pengukuran dilakukan pada kecepatan rata-rata 15 m/s. Hasil pengukuran intensitas turbulensi menunjukkan bahwa intensitas turbulensi terowongan angin subsonik LAPAN pada kecepatan 25,9 m/s dan 19 m/s adalah sebesar 0,26% dan 0,1%. Hasil pengukuran angularitas aliran menunjukkan bahwa terowongan angin ini memiliki angularitas yang cukup besar yaitu sudut *pitch* $\pm 3^\circ$ dengan beberapa titik mencapai $+7^\circ$ dan sudut *yaw* $\pm 2,5^\circ$.

Kata kunci: *terowongan angin, pengukuran turbulensi, angularitas*

1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Terowongan angin kecepatan rendah LAPAN merupakan salah satu fasilitas penelitian aerodinamika yang aktif digunakan untuk pengembangan teknologi dirgantara. Sebagai alat yang digunakan untuk mengukur gaya-gaya aerodinamika model, karakteristik medan aliran di dalam terowongan angin ini perlu diketahui sehingga hasil pengukuran yang dilakukan dapat dipertanggungjawabkan secara ilmiah.

Karakteristik medan aliran di dalam sebuah terowongan angin akan menentukan kesahihan hasil pengukuran terowongan angin tersebut. Parameter-parameter penting yang menyatakan karakteristik medan aliran sebuah seksi uji terowongan angin di antaranya adalah: intensitas turbulensi, angularitas aliran, variasi tekanan dinamik sepanjang seksi uji dan tebal lapisan batas pada dinding-dinding seksi uji (Pope and Harper, 1966). Parameter-parameter tersebut perlu diketahui untuk memberikan koreksi yang tepat atas hasil pengukuran aerodinamika sebuah model di dalam

seksi uji terowongan angin. Sebagai contoh, terowongan angin yang memiliki intensitas turbulensi yang tinggi dapat menyebabkan model-model yang diukur mengalami transisi ke lapisan batas turbulen lebih cepat sehingga koefisien gaya hambat yang terukur pada bilangan Reynolds tertentu akan tampak lebih kecil dari yang seharusnya.

Dalam makalah ini dijelaskan proses dan hasil pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas aliran pada terowongan angin subsonik LAPAN. Intensitas turbulensi di dalam seksi uji sebuah terowongan angin dapat diukur dengan beberapa metode, di antaranya adalah: menggunakan laser, menggunakan *hotwire* dan menggunakan bola turbulensi (Rehman *et al.*, 2011). Dari ketiga metode yang disebutkan di atas, metode ketiga adalah yang paling sederhana namun memberikan hasil yang akurat. Pengukuran intensitas turbulensi menggunakan bola turbulensi berbasis pada karakteristik aerodinamika sebuah bola di dalam aliran seragam. Hasil-hasil pengujian sifat aerodinamika bola di dalam aliran seragam menunjukkan

bahwa bola memiliki karakteristik $C_D - Re$ yang unik pada daerah bilangan Reynolds antara 1×10^5 dengan 1×10^6 . Sifat yang unik tersebut dikaitkan dengan kondisi lapisan batas dan intensitas turbulensi aliran ketika separasi terjadi.

Seperti juga intensitas turbulensi, angularitas aliran dapat diukur dengan beberapa cara, di antaranya adalah: menggunakan laser, menggunakan *hotwire*, menggunakan *yaw probe* dan menggunakan *multi hole probes* (Tropea et al., 2007). Di antara *multi hole probes* yang banyak digunakan adalah probe 5 lubang yang juga sering dikenal sebagai *cobra-probe*. Dengan pertimbangan ketersediaan peralatan, angularitas aliran diukur menggunakan probe 5 lubang.

1.2 Tujuan

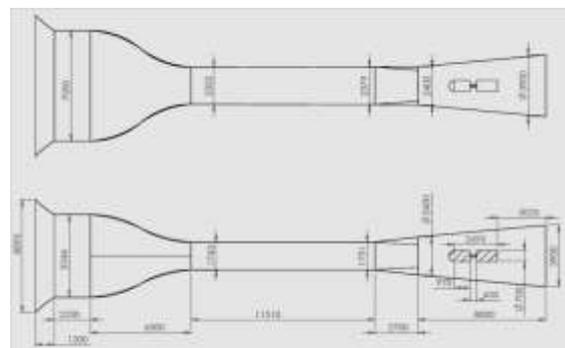
Tujuan dilakukannya pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN. Selanjutnya jika diperlukan data-data ini dapat digunakan untuk mengoreksi hasil pengukuran aerodinamika model uji.

2 KONFIGURASI AERODINAMIKA TEROWONGAN ANGIN

Terowongan angin kecepatan rendah LAPAN merupakan terowongan angin sirkuit terbuka dengan ukuran penampang seksi uji pada sisi masukan sebagai berikut: lebar 2325 mm dan tinggi 1743 mm. Seksi uji terowongan angin berbentuk divergen sehingga ukuran penampang seksi uji membesar menjadi lebar 2379 mm dan tinggi 1751 mm pada sisi keluaran seksi uji. Panjang total seksi uji adalah 11510 mm. Terowongan angin ini menggunakan 4 lapis *anti-turbulent screen* dan nosel

dengan rasio kontraksi mencapai 9. Kecepatan angin maksimum di dalam terowongan angin ini adalah 60 m/s. Konfigurasi aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN, termasuk ukuran-ukurannya, ditunjukkan pada Gambar 2-1 (PT UAVINDO NUSANTARA, 2012).

Terowongan angin subsonik LAPAN memiliki seksi uji yang panjang dengan dua posisi dudukan model, yaitu: dudukan model untuk *internal balance* (bagian depan) dan meja putar untuk dudukan model untuk *external balance* (bagian belakang). Dengan seksi uji yang panjang dan dua posisi dudukan model, tempat untuk pengukuran intensitas turbulensi dan angularitas aliran ditentukan dengan pertimbangan nilainya akan menjadi acuan di sepanjang seksi uji. Dengan demikian, untuk pengukuran intensitas turbulensi dipilih lokasi tepat di tengah-tengah antara kedua dudukan model sedangkan untuk pengukuran angularitas aliran dilakukan pada bidang tempat model terpasang. Posisi kedua bidang ini adalah: bidang depan, berjarak 2870 mm dari sisi masukan seksi uji, dan bidang belakang, berjarak 7890 mm dari sisi masukan seksi uji. Untuk mendapatkan distribusi sudut yang cukup baik, dalam setiap bidang dilakukan pengukuran pada 110 titik.

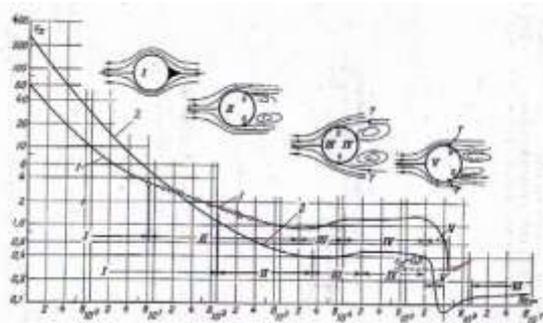


Gambar 2-1: Konfigurasi aerodinamika terowongan angin kecepatan rendah LAPAN

3 KARAKTERISTIK AERODINAMIKA BOLA TURBULENSI DAN PROBE 5 LUBANG

3.1 Bola Turbulensi

Pada bilangan Reynolds yang rendah (lebih rendah dari nilai kritisnya), bagian depan permukaan bola di dalam aliran seragam dilingkupi oleh lapisan batas laminer. Lapisan batas laminer memiliki energi kinetik rata-rata yang relatif rendah di dekat permukaan bola sehingga lemah dalam menghadapi kenaikan tekanan aliran. Kondisi ini menyebabkan lapisan batas laminer mudah mengalami separasi. Pada bola, separasi lapisan batas laminer terjadi pada permukaan bola bagian depan sehingga menyebabkan daerah ulakan yang luas dan menghasilkan koefisien gaya hambat, C_D , yang besar.

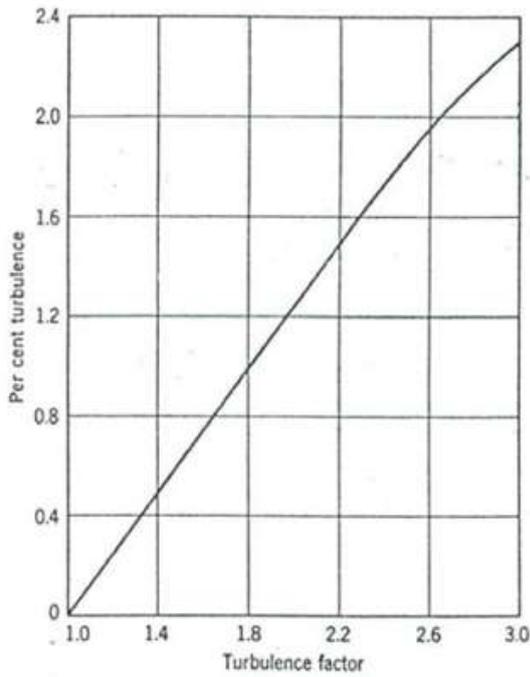


Gambar 3-1: Koefisien gaya hambat, C_D , vs Bilangan Reynolds, Re , pada silinder dan bola (Rehman *et al.*, 2011)

Jika kecepatan aliran seragam dinaikkan, bilangan Reynolds bola naik. Hal ini menyebabkan terjadinya transisi dari lapisan batas laminer menjadi lapisan batas turbulen di permukaan bagian depan bola. Lapisan batas turbulen memiliki energi kinetik rata-rata yang lebih tinggi sehingga lebih tangguh dalam menghadapi kenaikan tekanan ketika aliran bergerak turun

pada bagian belakang bola. Hal ini menyebabkan titik separasi bergeser ke belakang dengan cepat sehingga daerah ulakan di belakang bola mengecil. Berkurangnya daerah ulakan di belakang bola ini menyebabkan C_D bola turun. Distribusi C_D pada silinder dan bola pada berbagai kecepatan aliran untuk diameter bola tertentu ditunjukkan pada Gambar Gambar 3-1.

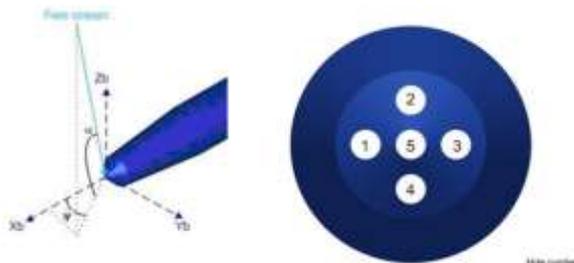
Selain pengaruh bilangan Reynolds, hasil-hasil penelitian juga menunjukkan bahwa karakteristik C_D bola tergantung pada variabel aliran yang lain, yaitu: intensitas turbulensi (Zarin, 1970). Ketergantungan karakteristik C_D bola terhadap intensitas turbulensi terkait dengan seberapa cepat aliran mengalami transisi dari laminer menjadi turbulen. Pada medan aliran dengan intensitas turbulensi yang tinggi, transisi dari lapisan batas laminer menjadi lapisan batas turbulen pada permukaan bagian depan bola terjadi lebih cepat sehingga C_D turun pada bilangan Reynolds kritis yang lebih rendah. Dengan demikian, intensitas turbulensi medan aliran dapat diukur dengan cara membandingkan bilangan Reynolds kritis pada kondisi aliran dengan tingkat turbulensi sangat rendah (intensitas turbulensi aliran mendekati 0) dengan bilangan Reynolds kritis pada kondisi aliran nyata yang diukur. Semakin tinggi intensitas turbulensi medan aliran, perbandingan ini akan semakin besar. Hubungan antara intensitas turbulensi dengan faktor turbulensi ditunjukkan pada Gambar 3-2. Pada gambar tersebut, faktor turbulensi adalah perbandingan bilangan Reynolds kritis kondisi intensitas turbulensi hampir nol dengan kondisi nyata aliran hasil pengukuran.



Gambar 3-2: Kurva intensitas turbulensi vs. faktor turbulensi (Phoreman et al., 2000)

3.2 Probe 5 Lubang

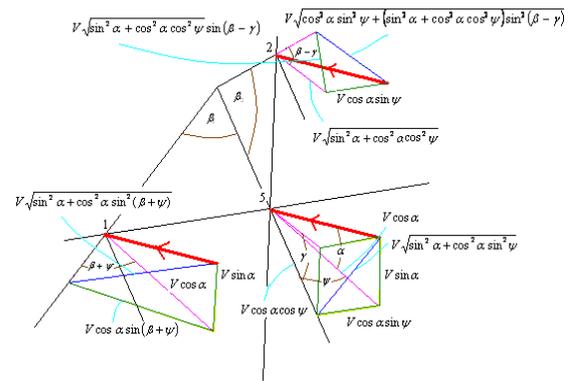
Probe 5 lubang adalah sebuah alat ukur tekanan yang memiliki lima buah lubang pada bagian ujung probe. Lubang-lubang tersebut disusun membentuk tanda plus (+) sehingga menjadi susunan satu lubang di sebelah kiri, satu lubang di sebelah atas, satu lubang di sebelah kanan, satu lubang di sebelah bawah dan satu lubang di tengah-tengah. Sistem koordinat dan sistem penomoran probe 5 lubang ditunjukkan pada Gambar 3-3.



Gambar 3-3: Sistem koordinat dan sistem penomoran probe 5 lubang (Hartono et al., 2008)

Prinsip kerja probe 5 lubang mirip dengan prinsip kerja tabung Pitot –

statik. Setiap lubang akan mengukur tekanan statik lokal udara di sekitar lubang tersebut. Pada kasus udara berarah sejajar dengan garis sumbu sebuah lubang, tekanan statik yang terukur pada lubang tersebut sama dengan tekanan total. Sebagai ilustrasi dari penjelasan tersebut, Gambar 3-4 menunjukkan sistem kecepatan pada lubang 1, 2 dan 5 dari probe 5 lubang.



Gambar 3-4: Sistem kecepatan pada lubang 1, 2 dan 5 probe 5 lubang (Hartono et al., 2007)

Probe 5 lubang memiliki 5 variabel yang merupakan tekanan yang terukur pada setiap lubang. Untuk mengurangi jumlah variabel, didefinisikan koefisien tekanan arah yaw dan pitch berikut (Gundongdu and Goksel, 1998), (Gonsales and Arrington, 1999):

- koefisien tekanan arah yaw

$$C_\psi = \frac{p_3 - p_1}{q_p} \tag{3-1}$$

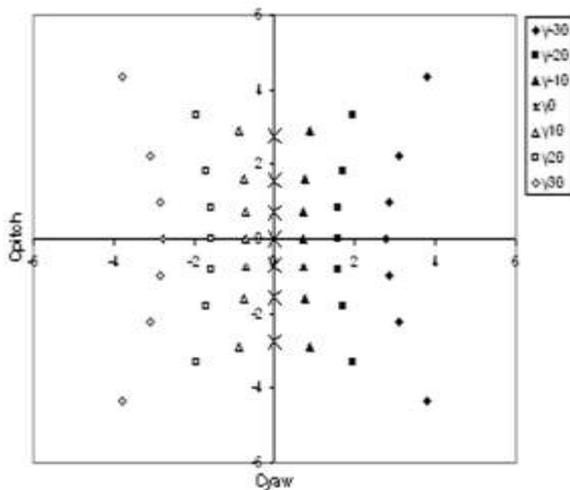
- koefisien tekanan arah pitch

$$C_\alpha = \frac{p_4 - p_2}{q_p} \tag{3-2}$$

dengan tekanan dinamik probe q_p :

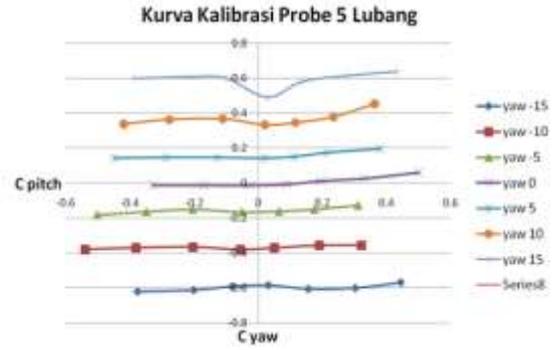
$$q_p = p_5 - \frac{1}{4}(p_1 + p_2 + p_3 + p_4) \tag{3-3}$$

Selain koefisien yang menyatakan arah, dapat didefinisikan juga koefisien tekanan dinamik dan koefisien tekanan total. Untuk menyelidiki angularitas aliran hanya sudut aliran yang akan diukur sehingga cukup dengan koefisien tekanan arah *pitch* dan koefisien tekanan arah *yaw*. Dengan menerapkan formulasi diatas pada sistem kecepatan pada Gambar 3-4, diperoleh kurva koefisien tekanan arah aliran hasil pendekatan teoritik. Kurva koefisien tekanan arah aliran dapat dilihat pada Gambar 3-5.



Gambar 3-5: Kurva koefisien tekanan arah *pitch* dan arah *yaw*

Kurva koefisien tekanan arah aliran teoritik diperoleh dengan anggapan probe yang digunakan memiliki geometri yang sempurna sehingga pola kurva sangat simetris. Pada kenyataannya probe yang digunakan tidak sempurna sehingga perlu dilakukan kalibrasi. Hasil kalibrasi probe 5 lubang yang digunakan untuk pengukuran angularitas ditunjukkan pada Gambar 3-6.



Gambar 3-6: Kurva hasil kalibrasi probe 5 lubang

4 PENGATURAN EKSPERIMEN

4.1 Pengukuran Intensitas Turbulensi

Untuk mengukur intensitas turbulensi pada dua kecepatan yang berbeda digunakan dua buah bola turbulensi dengan diameter yang berbeda yaitu 200 mm dan 300 mm. Bola turbulensi dengan diameter yang lebih besar akan memiliki bilangan Reynolds yang lebih tinggi pada kecepatan yang sama. Dengan demikian bilangan Reynolds kritis bola turbulensi yang lebih besar akan terjadi pada kecepatan angin yang lebih rendah. Oleh karena bilangan Reynolds kritis setiap bola turbulensi tidak diketahui, untuk setiap kasus kecepatan divariasikan dari rendah ke tinggi hingga terjadi penurunan C_D secara signifikan.

Untuk mengukur besar gaya hambat bola turbulensi, digunakan sebuah external balance 1 komponen yang hanya akan mengukur gaya hambat. External balance menggunakan *load cell* tipe *shear beam* dengan beban maksimum yang dapat diukur sebesar 1 kg. Gambar 4-1 menunjukkan pemasangan bola turbulensi 300 mm di dalam seksi uji terowongan angin.



Gambar 4-1: Pemasangan bola turbulensi 300 mm di dalam seksi uji

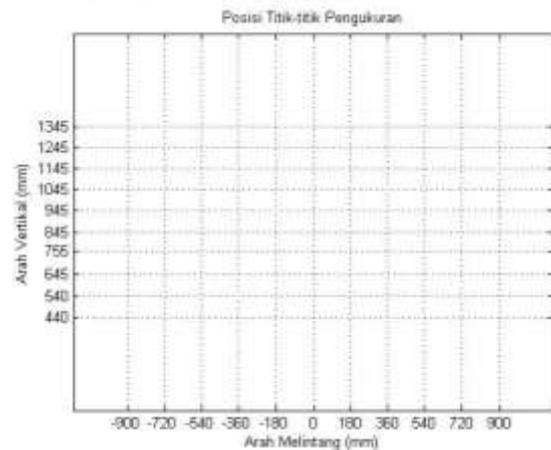
4.2 Pengukuran Angularitas Aliran

Pengukuran angularitas aliran dilakukan menggunakan probe 5 lubang yang telah dikalibrasi. Oleh karena ukuran seksi uji yang besar, dudukan probe 5 lubang tidak dapat dipasang di luar seksi uji terowongan angin. Untuk membantu pemasangan probe 5 lubang, sebuah dudukan berbentuk sayap dengan penampang berupa airfoil simetris digunakan sebagai alat bantu. Pemasangan probe 5 lubang pada dudukan sayap ditunjukkan pada Gambar 4-2.



Gambar 4-2: Pemasangan probe 5 lubang pada dudukan

Posisi titik-titik minimum dan maksimum arah vertikal yang diukur di dalam seksi uji ditentukan dengan mempertimbangkan peletakan dudukan sayap. Dalam kasus terowongan angin LAPAN, terdapat keterbatasan rentang peletakan dudukan sayap karena keterbatasan ukuran jendela seksi uji tempat dudukan sayap bertumpu. Dengan demikian daerah pengukuran dibatasi oleh tinggi jendela seksi uji. Untuk mendapatkan distribusi sudut yang cukup baik, dalam setiap bidang dilakukan pengukuran terhadap 110 titik. Titik-titik ini diperoleh dengan memvariasikan posisi pengukuran menjadi 10 titik ke arah vertikal dan 11 titik ke arah melintang. Untuk lebih jelasnya titik-titik pengukuran di dalam seksi uji diperlihatkan pada Gambar 4-3.



Gambar 4-3: Posisi titik-titik pengukuran

Dalam penelitian ini pengukuran angularitas aliran hanya dilakukan pada satu harga kecepatan yaitu 15 m/s.

5 HASIL PEMBAHASAN

5.1 Intensitas Turbulensi

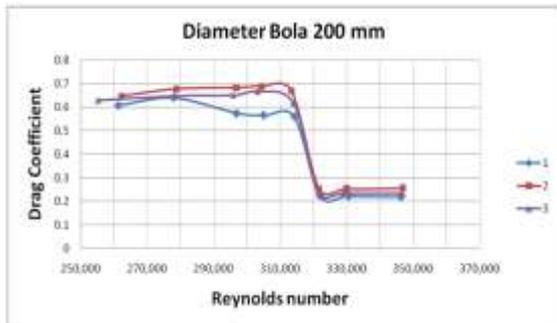
5.1.1 Bola turbulensi 200 mm

Hasil pengukuran intensitas turbulensi menggunakan bola dengan diameter 200 mm ditunjukkan pada Gambar 5-1.

Dari Gambar 5-1 dapat dilihat bahwa bilangan Reynolds kritis terjadi

pada $Re = 320.000$. Bilangan Reynolds kritis ini ditandai dengan nilai koefisien gaya hambat $C_D = 0,3$. Pada aliran laminer, bilangan Reynolds kritis bola adalah 385.000 . Dengan demikian, faktor turbulensi aliran di dalam terowongan angin subsonik LAPAN pada kasus bola berdiameter 200 mm adalah:

$$TF = 385.000/320.000 = 1.2$$



Gambar 5-1: Kurva koefisien gaya hambat vs bilangan Reynolds bola turbulensi 200 mm

Mengacu pada kurva intensitas turbulensi vs faktor turbulensi (Gambar 3-2), nilai faktor turbulensi ini berkaitan dengan nilai intensitas turbulensi $0,26\%$. Untuk terowongan angin edukasi, nilai intensitas turbulensi sebesar $0,3\%$ masih dapat diterima sedangkan untuk terowongan angin penelitian, nilai intensitas turbulensi biasanya pada kisaran $0,1\%$ (Pope and Harper, 1966).

Dengan diameter bola diketahui sebesar 200 mm dan bilangan Reynolds kritik diketahui sebesar 320.000 , kecepatan angin ketika bilangan Reynolds kritis terjadi dapat dihitung. Dari hasil perhitungan diketahui bahwa kecepatan angin pada kondisi ini adalah $25,9\text{ m/s}$.

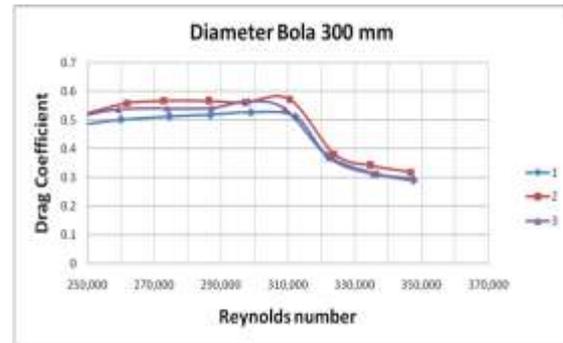
5.1.2 Bola turbulensi 300 mm

Hasil pengukuran intensitas turbulensi menggunakan bola dengan

diameter 300 mm ditunjukkan pada Gambar 5-2.

Dari Gambar 5-2 dapat dilihat bahwa bilangan Reynolds kritis terjadi pada $Re = 348.000$. Dengan menggunakan metode yang sama seperti pada kasus diameter bola 200 mm , diperoleh:

$$TF = 385.000/348.000 = 1.1$$



Gambar 5-2: Kurva koefisien gaya hambat vs bilangan Reynolds bola turbulensi 300 mm

Nilai faktor turbulensi ini berkaitan dengan nilai intensitas turbulensi $0,1\%$. Dengan membandingkan hasil dari kasus ini dengan kasus sebelumnya dapat ditarik kesimpulan intensitas turbulensi aliran di dalam seksi uji terowongan angin turun dengan turunnya kecepatan. Nilai intensitas turbulensi sebesar $0,1\%$ cukup baik untuk terowongan angin yang digunakan untuk penelitian.

Dengan diameter bola diketahui sebesar 300 mm dan bilangan Reynolds kritik diketahui sebesar 348.000 , kecepatan angin ketika bilangan Reynolds kritis terjadi dapat dihitung. Dari hasil perhitungan diketahui bahwa kecepatan angin pada kondisi ini adalah $19,0\text{ m/s}$.

5.2 Angularitas Aliran

Angularitas aliran di dalam seksi uji terowongan angin dinyatakan dengan variasi sudut arah *pitch* dan arah *yaw*. Variasi sudut arah *pitch* artinya variasi

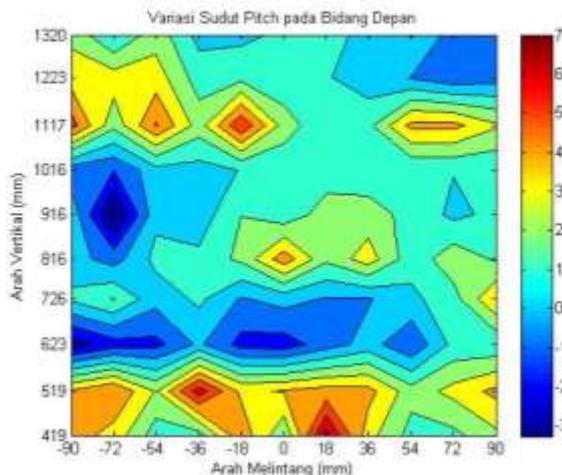
sudut aliran pada bidang vertikal dan aksial. Sudut *pitch* positif artinya aliran memiliki komponen arah vertikal ke atas selain bergerak dalam arah aksial. Sudut *pitch* negatif berarti sebaliknya, yaitu aliran memiliki komponen arah vertikal ke bawah selain bergerak dalam arah aksial.

Selain variasi sudut arah *pitch*, aliran angin juga memiliki variasi sudut dalam arah *yaw*, yaitu variasi sudut dalam bidang aksial dan melintang. Sudut *yaw* didefinisikan sebagai positif jika aliran memiliki komponen kecepatan melintang ke arah kiri dan didefinisikan negatif jika aliran memiliki komponen kecepatan melintang ke arah kanan. Arah kanan dan kiri dalam definisi ini adalah kanan dan kiri terowongan angin dengan settling chamber sebagai bagian depan.

5.2.1 Bidang depan

A. Distribusi *Pitch*

Distribusi *pitch* pada bidang depan seksi uji ditampilkan pada Gambar 5-3. Untuk memudahkan dalam analisis, distribusi *pitch* disajikan dalam kurva kontur.



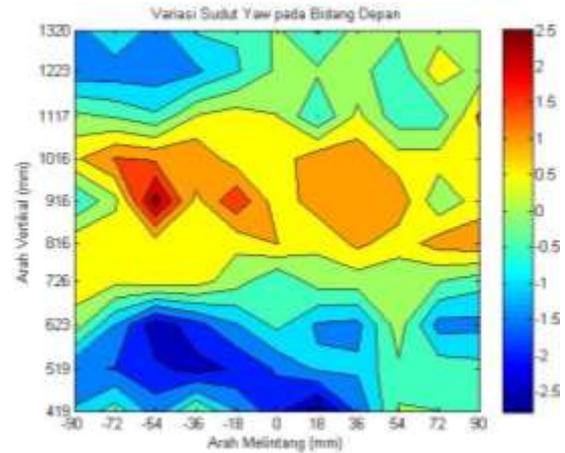
Gambar 5-3: Distribusi sudut *pitch* pada bidang depan, $x = 2870$ mm

Dari Gambar 5-3, dapat dilihat bahwa sebagian besar aliran memiliki sudut *pitch* kurang dari $\pm 3^\circ$. Namun demikian

terdapat titik dengan sudut *pitch* positif yang cukup besar, yaitu mencapai 7° .

B. Distribusi *Yaw*

Selain distribusi sudut *pitch*, karakteristik angularitas aliran juga dapat ditinjau dari distribusi sudut *yaw*. Distribusi sudut *yaw* pada bidang depan ditunjukkan pada Gambar 5-4.



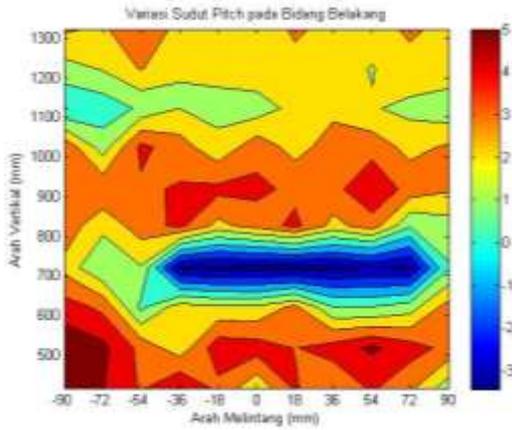
Gambar 5-4: Distribusi sudut *yaw* pada bidang depan, $x = 2870$ mm

Dari Gambar 5-4 terlihat bahwa distribusi *yaw* medan aliran pada bidang depan cukup baik yaitu maksimum $\pm 2.5^\circ$. Selain itu dapat juga dilihat pola yang jelas yaitu pada bagian tengah seksi uji aliran cenderung bergerak ke arah kiri sedangkan pada bagian atas dan bawah seksi uji aliran cenderung bergerak ke kanan. Secara umum, jika dibandingkan dengan distribusi sudut *pitch*, distribusi sudut *yaw* pada bidang depan ini lebih baik.

5.2.2 Bidang belakang

A. Distribusi *Pitch*

Gambar 5-5 menunjukkan distribusi sudut *pitch* pada bidang belakang. Seperti juga kasus yang lain, distribusi sudut *pitch* disajikan dalam bentuk kurva kontur.



Gambar 5-5: Distribusi sudut *pitch* pada bidang belakang, $x = 7890$ mm

Dengan membandingkan Gambar 5-5 dengan Gambar 5-3, terlihat bahwa daerah dengan sudut *pitch* kurang dari $\pm 3^\circ$ pada bidang belakang lebih luas daripada yang pada bidang depan. Namun demikian, sudut *pitch* maksimum pada bidang belakang masih cukup tinggi yaitu mencapai 5° .

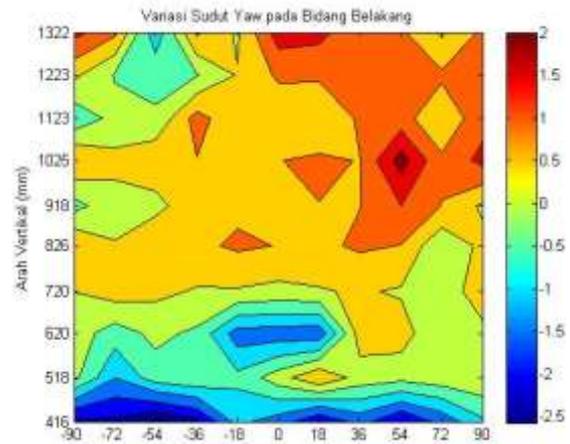
Fenomena yang menarik pada distribusi sudut *pitch* ini adalah pada bidang depan sudut *pitch* dominan positif di bagian bawah dan dominan negatif di bagian atas. Hal ini menunjukkan pengaruh kontraksi yang mendorong udara dari bagian dinding atas ke arah bawah sehingga menciptakan aliran dengan *pitch* negatif dan mendorong udara dari bagian dinding bawah ke arah atas sehingga menciptakan aliran dengan *pitch* positif.

Pada bidang belakang, terdapat daerah dengan sudut *pitch* negatif pada bagian tengah sedangkan pada bagian atas dan bawah memiliki sudut *pitch* positif. Ini menunjukkan telah terjadi pencampuran yang cukup intens selama udara mengalir dari bidang depan ke bidang belakang sehingga tidak terjadi lagi dominasi *pitch* yang dipengaruhi dinding kontraksi.

B. Distribusi Yaw

Distribusi sudut *yaw* pada bidang belakang ditunjukkan pada **Error!**

Reference source not found.5-6. Untuk memudahkan analisis, distribusi sudut *yaw* disajikan dalam bentuk kurva kontur.



Gambar 5-6: Distribusi sudut *yaw* pada bidang belakang, $x = 7890$ mm

Dengan membandingkan **Error!** **Reference source not found.**5-6 dengan Gambar 5-4 terlihat bahwa distribusi *yaw* pada bidang belakang lebih baik karena bervariasi dari $-2,5^\circ$ sampai dengan 2° (pada bidang depan bervariasi dari $-2,5^\circ$ sampai dengan $+2,5^\circ$) dengan sebagian besar aliran pada bagian tengah tempat model dipasang memiliki sudut *yaw* kurang dari $\pm 0,5^\circ$. Perbedaan lain yang dapat dilihat adalah distribusi sudut *yaw* pada bidang belakang cenderung positif di bagian atas dan cenderung negatif di bagian bawah. Dengan kata lain, aliran cenderung bergerak ke kiri pada bagian atas dan cenderung bergerak ke kanan pada bagian bawah. Sekilas fenomena ini seakan-akan menunjukkan adanya pusaran dengan radius yang cukup besar. Namun demikian jika data distribusi *yaw* ini disatukan dengan distribusi *pitch*, tidak ada cukup bukti yang menunjukkan hal itu.

6 KESIMPULAN

Untuk mengetahui karakteristik aerodinamika terowongan angin subsonik LAPAN, telah dilakukan pengukuran

intensitas turbulensi dan angularitas aliran. Pengukuran intensitas turbulensi dilakukan menggunakan bola turbulensi dengan diameter 200 mm dan 300 mm. Hasil pengukuran menggunakan bola turbulensi 300 mm menunjukkan intensitas turbulensi aliran di dalam seksi uji terowongan angin sebesar 0,1% pada kecepatan 19,0 m/s. Hasil pengukuran menggunakan bola turbulensi 200 mm menunjukkan intensitas turbulensi aliran di dalam seksi uji terowongan angin sebesar 0,26% pada kecepatan 25,9 m/s. Dibandingkan dengan nilai intensitas turbulensi terowongan angin standar untuk penelitian, intensitas turbulensi terowongan angin ini relatif tinggi. Namun demikian hasil pengujian aerodinamika menggunakan terowongan angin ini masih dapat diterima jika dilakukan koreksi-koreksi yang tepat.

Seksi uji terowongan angin subsonik LAPAN memiliki dua lokasi pengukuran model, yaitu: pengukuran model menggunakan *internal balance* dan *external balance* yang masing-masing berjarak 2870 mm (bidang depan) dan 7890 mm (bidang belakang) dari sisi masukan seksi uji. Oleh karena itu angularitas aliran diukur pada dua posisi tersebut. Hasil pengukuran menunjukkan sudut *pitch* aliran pada bidang depan umumnya berada di dalam range $\pm 3^\circ$ dengan beberapa titik mencapai $+7^\circ$. Hasil pengukuran menunjukkan selama udara mengalir dari bidang depan ke bidang belakang angularitas dalam arah *pitch* berkurang. Pada bidang belakang, sudut *pitch* maksimum turun menjadi $+5^\circ$.

Angularitas aliran dalam arah *yaw* lebih baik dari arah *pitch*. Hal ini terlihat pada hasil pengukuran sudut *yaw* pada bidang depan dan bidang belakang. Pada bidang depan sudut *yaw* berada di dalam rentang $\pm 2,5^\circ$,

sedangkan pada bidang belakang sudut *yaw* berada pada rentang yang lebih kecil yaitu dari $-2,5^\circ$ sampai dengan $+2^\circ$ dengan sebagian besar aliran pada bagian tengah tempat model dipasang memiliki sudut *yaw* kurang dari $\pm 0,5^\circ$. Secara umum, hasil pengukuran angularitas aliran menunjukkan bahwa semakin jauh dari sisi masukan seksi uji, aliran semakin lurus. Namun demikian dibandingkan dengan nilai angularitas aliran terowongan angin ideal, yaitu maksimum $\pm 0,5^\circ$ pada arah *pitch* dan *yaw*, angularitas aliran terowongan angin ini relatif tinggi.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terimakasih yang sebesar-besarnya pada tim *engineering* PT UAVINDO NUSANTARA yang telah banyak membantu dalam penyiapan alat dan pengambilan data dan Pustekbang LAPAN yang telah memberi ijin untuk proses pengukuran.

DAFTAR RUJUKAN

- Gonsalez, J.C. and Arrington, E.A., 1999. *Five-Hole Flow Angle Probe Calibration for the NASA Glenn Icing Research Tunnel*. NASA/CR—1999-202330, AIAA-96-2201.
- Gundogdu, M.Y. and Goksel, O.T., 1998. *Calibration and Use of a Five-Tube Pressure Probe in the Swirling Flow Field*. : Tr. J. of Engineering and Environmental Science, Vol. 22.
- Hartono, F., Suwono A., Sardjadi, D., Pasaribu, H.M., 2007. *Calibration and Measurement of High Angle Swirling Flows by Using Five-Hole Pressure Probe*. Paper presented at Regional Conference on Aerospace Science Technology and Industry 2007.
- Hartono, F., Suwono A., Sardjadi, D., Pasaribu, H.M., 2008. *The Effects of Swirl Vane Angle Distribution to the Mean Flow-*

- Field Characteristic of a Confined Annular Swirling Flows: Simulation And Experiment.* Int. Journal of Energy Machinery, 50-61.
- Phoreman, J., Saephan, S. and Vander Kam, J.C., 2000. *Determination of Turbulence Level in the UC Davis Aeronautical Wind Tunnel.* California : University of California, Internal Report of UC Davis Aeronautical Wind Tunnel.
- Pope, A., and Harper, J.J., 1966. *Low Speed Wind Tunnel Testing.* New York : John Wiley and Sons, Inc.
- PT Uavindo Nusantara, 2012. *Upgrade Terowongan Angin Subsonik LAPAN.* Bandung.
- Rehman, K., Malik, A. M., Sarwar, W., Zafar, M. F., 2011. *An analysis of flow turbulence in a wind tunnel using Turbulence Sphere,* Proceedings of International Bhurban Conference on Applied Sciences & Technology, Januari 2011.
- Tropea, C., Yarin, A. and Foss, J. F., 2007. *Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics.* Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Zarin, Neil A., 1970. *Measurement of Non Continuum and Turbulence Effects on Subsonic Sphere Drag.* NASA CR-1585

PERUBAHAN KARAKTERISTIK PEMBENTUKAN POLIURETAN BERBASIS HTPB DAN TDI BERDASARKAN KOMPOSISI REAKSI (CHANGES IN THE FORMATION CHARACTERISTICS OF POLYURETHANE BASED ON HTPB AND TDI REACTION COMPOSITION)

Geni Rosita

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

e-mail: genirosita@yahoo.co.id; geni.rosita@lapan.go.id

Diterima 10 November 2015; Direvisi 21 Maret 2016; Disetujui 18 Mei 2016

ABSTRACT

Polyurethane formation occurs through crosslinking of a reaction between the hydroxyl group (OH) of HTPB and isocyanate (NCO) of TDI. Polymer network formation reaction will be formed from the linear bond and a combination of crosslinking. At longer reaction, the polyurethane chains are formed increasingly long and followed by changes in the characteristics. If the reaction has been perfect then the polyurethane chain is straight and it will become more flexible. This research aimed to obtain polyurethane as fuel binder, which was indispensable in solid composite propellant manufacturing.

Several samples of existing HTPB were made into a different composition of HTPB/TDI. The process used reaction kinetics methods based on the composition in order to obtain the mechanical properties of polyurethane. Average molecular weight, crosslinking density, hardness, and swelling were analyzed to determine the quality of polyurethane as fuel-binder. The analysis was a consideration for determining the most suitable fuel-binder composition. It was also to test the quality of experimental HTPB produced by LAPAN HTPB Laboratory (HTPB_{local}) as an initial procedure in the propellant manufacturing. The analysis showed different results for each composition. The compositions that could be used as the fuel-binder for the formation of polyurethanes were: HTPB_A at 7: 1; HTPB_B at 9: 1; HTPB_C at 8: 1; and HTPB_D at 8: 1; whereas HTPB_E could not be used because required advanced processing.

Keywords: *cross-linking, polymer, chain of polymer, swelling, HTPB, TDI*

ABSTRAK

Pembentukan poliuretan terjadi melalui ikatan silang dari hasil reaksi antara gugus hidroksil (OH) dari HTPB dan gugus isosianat (NCO) dari TDI. Reaksi pembentukan jaringan polimer akan terbentuk dari hasil ikatan linier dan kombinasi ikatan silang. Semakin lama reaksi maka panjang rantai poliuretan yang terbentuk semakin panjang dan diikuti dengan perubahan karakteristik. Apabila reaksi telah sempurna maka rantai poliuretan adalah rantai lurus dan akan menjadi lebih fleksibel. Penelitian ini untuk memperoleh poliuretan sebagai *fuel-binder* yang diperlukan untuk pembuatan propelan padat komposit. Dari beberapa macam sampel HTPB yang ada, dibuat menjadi beberapa komposisi HTPB/TDI yang berbeda. Prosesnya menggunakan metode kinetika reaksi berdasarkan komposisi tersebut untuk mendapatkan sifat mekanik poliuretan. Untuk mengetahui kualitas poliuretan sebagai *fuel binder* dilakukan analisis berat molekul rata-rata ikatan silang, kerapatan ikatan silang, kekerasan, dan *swelling* (derajat pengembangan polimer) sebagai bahan pertimbangan untuk menentukan komposisi fuel binder terpilih dan juga untuk menguji kualitas HTPB hasil eksperimen Lab HTPB LAPAN (HTPB_{local}). Analisis menunjukkan hasil yang berbeda-beda untuk masing-masing komposisi. Komposisi yang dapat digunakan sebagai *fuel-binder* untuk pembentukan poliuretan adalah: HTPBA pada 7:1; HTPBB pada 9:1; HTPBC pada 8:1; dan HTPBD pada 8:1; sedangkan HTPBE tidak dapat digunakan karena masih membutuhkan pengolahan lanjutan.

Kata kunci. *Ikatan silang, polimer, panjang rantai, swelling, HTPB, TDI*

1 PENDAHULUAN

Sebagaimana diketahui ada bermacam-macam jenis poliuretan di pasaran, tetapi poliuretan yang akan dibahas di sini adalah poliuretan yang fleksibel, yang dihasilkan dari hasil reaksi HTPB dan TDI berupa karet sintetis. Poliuretan tersebut memiliki energi pembakaran cukup besar sehingga dapat digunakan sebagai bahan baku utama roket padat (Delebecq, 2013; Sutton, 2011; Sekkar, 2010), karena sifatnya yang fleksibel dapat digunakan sebagai bahan baku propelan padat komposit.

Struktur poliuretan dapat berbentuk jaringan yang sangat kuat. Proses pembentukan jaringan yang baik akan memberikan poliuretan yang kuat dan fleksibel. Berdasarkan teori, gugus uretan memiliki kemampuan untuk bereaksi dengan gugus yang sangat reaktif seperti gugus isosianat (Villar, 2011). Dengan mengatur struktur jaringan yang terjadi maka sifat mekanik poliuretan dapat diatur. Struktur jaringan akan tergantung pada komposisi OH dan NCO serta suhu reaksi (Wibowo, 2015; Tillet, 2011).

Kemandirian dalam aspek teknologi bahan baku harus terus diupayakan, demikian juga halnya dalam pemenuhan bahan baku pembuatan propelan komposit di LAPAN. Propelan diperlukan dalam jumlah yang cukup untuk memperbesar peluang melakukan pengujian terhadap desain roket yang diperoleh, baik uji statik maupun uji terbang. Kesulitan dalam pemenuhan kebutuhan bahan baku pembuatan propelan sangat berpengaruh dalam kemandirian pengembangan roket yang diemban LAPAN.

Sebuah propelan harus memiliki kekuatan tarik dan regangan yang cukup untuk menahan tegangan dan tekanan ini, kompromi yang tepat antara kekuatan tarik, regangan, dan modulus elastisitas awal biasanya ditentukan sebagai tahapan penerapan propelan dalam misi tertentu. Sifat mekanis dari propelan padat tergantung pada (a) variabel intrinsik (b) variabel ekstrinsik atau lingkungan. Variabel intrinsik penting adalah (i) berat molekul resin, (ii) pengaruh ikatan silang, percabangan dan kristalinitas, (iii) plastisisasi, serta (iv) kualitas dan kuantitas filer.

Propelan yang terdiri atas *fuel* dan oksidator dan *binder*, semuanya perlu diperoleh secara mandiri, agar tidak terus bergantung pada luar. Bahan *fuel* yang digunakan adalah HTPB, dan untuk ini telah dilakukan beberapa penelitian yang kemudian lebih disebut dengan HTPB_{lokal}. Penelitian yang dilakukan telah menunjukkan kemajuan yang sangat berarti. Untuk menguji apakah HTPB_{lokal} yang dihasilkan baik, maka harus dapat bereaksi sempurna dengan *binder* yang digunakan. HTPB yang merupakan polimer dapat diumpamakan sebagai jaring yang tersusun dari benang-benang rantai polimer berupa jaringan yang kuat. Bila benang-benang rantai polimer tersusun dengan teratur, rapat dan kuat, polimer yang terbentuk akan elastis dan tidak rapuh. Sebagai *fuel-binder* propelan, hasil reaksi *fuel-binder* (HTPB_{lokal}-TDI) harus yang elastis, tidak ada gelembung udara, dan tidak lengket.

Polimer yang dipakai pada penelitian ini adalah hasil reaksi antara polioliol (polioliol yang paling umum digunakan dalam beberapa waktu terakhir adalah HTPB), dan isosianat yang berfungsi sebagai *fuel-binder* propelan roket padat. Bahan polioliol yang dipakai untuk pembuatan *fuel-binder* pada penelitian ini adalah HTPB_{lokal} yang direaksikan dengan toluena diisiosianat (TDI).

Untuk mendapatkan polimer yang diinginkan, perlu dipelajari masing-masing bentuk reaksi yang terjadi dengan mengatur komposisi masing-masing bahan baku. Karena komposisi mempengaruhi kesempurnaan ikatan yang terbentuk pada proses pembentukan rantai jaring seperti terbentuknya ikatan semu yang berupa persilangan antara rantai-rantai sehingga mengakibatkan mudah terlepas. Banyaknya ikatan semu dapat ditunjukkan dengan pengembangan sampel hasil reaksi antara gugus hidroksil dan gugus isosianat yang direndam dengan toluena selama waktu

tertentu, sampai sampel jenuh menyerap pelarut (mencapai titik kesetimbangan), di mana ikatan silang yang terjadi membentuk poliuretan dengan perbandingan ekuivalen NCO/OH yang besar.

Tillet (2011), Villar (2011), dan Majoros (2009) menjelaskan bahwa kinerja propelan sangat tergantung pada perilaku sifat mekanik selama *aging*, parameter formulasi seperti rasio NCO/OH, yang tidak diragukan lagi mempengaruhi sifat mekanik juga dapat mempengaruhi perilaku penuaan *binder* propelan padat dan, dengan demikian, keandalan sistem secara keseluruhan.

Sifat fisik dan sifat mekanik dari hasil reaksi *fuel-binder* dapat diatur dengan mengatur komposisi HTPB:TDI. Elastomer poliuretan yang terbentuk harus memiliki warna cerah, tidak lengket, tidak terdapat gelembung udara dan mudah dilepas dari cetakannya. Sifat mekanik polimer dipengaruhi oleh jumlah ikatan silang. Untuk mengetahui kerapatan dan kekuatan ikatan silang yang terjadi dengan menghitung *swelling* (derajat pengembangan sampel polimer). Perbandingan yang dipakai adalah yang mempunyai derajat pengembangan yang paling kecil karena semakin rapat ikatan silang maka daya serap akan semakin kecil dan semakin rapan ikatan silang maka akan semakin elastis.

Tujuan penelitian yang dikemukakan pada makalah ini adalah untuk mengetahui pada perbandingan berapa terjadi kerapatan ikatan silang yang sempurna dari hasil reaksi antara HTPB_{lokal}:TDI sebagai *fuel-binder* pada pembuatan propelan roket padat dan menguji kualitas HTPB_{lokal}. Metode yang digunakan adalah metode kinetika reaksi dengan menghitung derajat pengembangan sampel polimer.

2 KINERJA PROPELAN PADAT

Penelitian kinetika pembentukan poliuretan penting dipelajari untuk keperluan pengembangan *binder* propelan

yang dapat digunakan sebagai parameter pada perancangan pabrik.

Propelan roket biasanya mengandung senyawa oksidator yang tertanam dalam matrik polimer elastis. Jenis propelan ini disebut propelan komposit dan oksidator padat yang dipilih adalah amonium perklorat, AP (NH_4ClO_4). Tujuan dari matriks polimer, juga dikenal sebagai *binder*, adalah untuk membentuk propelan yang padat dan elastis dengan sifat mekanik yang memadai. *Binder* ini juga digunakan sebagai bahan bakar karena mengandung terutama hidrogen dan karbon (*fuel-binder*). Sifat mekanik yang baik sangat penting untuk memastikan bahwa roket mempunyai kinerja sebagaimana diharapkan. Bahkan, penyebab utama kegagalan dalam motor roket padat terkait dengan integritas struktural propelan. Polimer yang paling terkenal digunakan dalam propelan komposit adalah HTPB, di-*curing* dengan di-isosianat. Propelan berdasarkan AP dan HTPB memiliki sejumlah sifat yang diinginkan, seperti suhu transisi gelas yang rendah, sifat mekanik yang cukup dan kinerja yang tinggi (Mahanta, 2012; Liu, 2016).

Kinerja propelan padat terutama diatur oleh beban yang dapat diterima oleh *binder* polimer sementara integritas mekanik diatur oleh sifat *binder* polimer yang digunakan. Pada tahap awal pengembangan propelan komposit, sejumlah polimer yang digunakan sebagai *binder* antara lain polietilena, poliester, polyisobutylene, polyvinyl chloride, poliakrilonitril, polisulfida dll. Penggunaan polimer ini sebagai pengikat untuk propelan komposit tidak dikembangkan lagi terutama karena sifat mekanik propelan yang dihasilkan kurang baik. Tren terbaru untuk penelitian dan pengembangan propelan komposit menggunakan *binder* polibutadien sebagai material energetik.

Binder propelan yang dikembangkan adalah bahan poliuretan. Sifat

mekanik poliuretan ditentukan oleh mekanisme reaksi yang terjadi.

Sebuah Polimer yang cocok digunakan sebagai *binder* untuk propelan komposit harus memiliki sejumlah sifat yang diinginkan antara lain:

- Kompatibel dengan bahan lain pembentuk propelan, yaitu oksidator, serbuk logam, *plastisizer*, *bonding agent*, *stabilizer* dan pengubah balistik lainnya,
- Memiliki *backbone* polimer dengan rasio H/C yang tinggi,
- Jumlah berat molekul rerata harus dalam kisaran 2000-3500 dan pada saat yang sama, distribusi berat molekul harus sesempit mungkin untuk memberikan sifat mekanik dan reproduksi yang lebih baik untuk propelan,
- Tidak harus sangat kental dan solid loading yang tinggi (oksidator dan metal-fuel) untuk menghasilkan I_{SP} yang besar,
- Harus mempunyai kekuatan tarik, regangan dan modulus yang cukup tinggi, untuk memungkinkan *grain* propelan terjaga integritas strukturalnya selama penerbangan,
- Penambahan '*post-curing*' propelan pada saat penyimpanan harus serendah mungkin sehingga tidak ada perubahan sifat yang cukup besar selama penyimpanan,
- Sebaiknya mampu curing pada suhu kamar sehingga pembuatan propelan tidak terlalu memakan waktu dan juga, pada saat yang sama produksinya *cost-effective* karena penghematan energi,
- Harus memiliki T_g rendah dan masa penggunaan yang lama.

Semua polimer berbeda antara satu dengan yang lainnya disebabkan oleh dua faktor utama, pertama adalah tipe monomer pembentuknya dan yang kedua adalah cara rantai polimer saling terkait. Banyaknya variasi polimer dan luasnya aplikasi penggunaannya

dikarenakan oleh banyaknya variasi monomer pembentuk polimer, demikian juga interaksi antara rantai polimer. Aspek struktur polimer yang berpengaruh pada sifat kimia pembentukan monomer diantaranya adalah, polaritas monomer, panjang rantai, struktur rantai dan campuran kimia atau fisika dengan material lainnya.

Ikatan silang polimer (*crosslink*) terdiri dari rantai pendek yang terhubung dengan rantai polimer yang berbeda ke dalam sebuah jaring (*network*). Peningkatan jumlah ikatan silang antar rantai polimer menyebabkan polimer lebih elastis. Ikatan silang juga dapat menurunkan viskositas polimer. Semakin banyak ikatan silang yang terbentuk, polimer menjadi lebih rigid dan kurang viskos, kurang elastis dan menjadi lebih getas.

Rantai polimer memiliki geometri atau berisi grup kimia yang dapat meningkatkan gaya antar molekul antar rantai. Meskipun tidak dianggap sebagai *crosslinking*, hal ini akan mempengaruhi sifat fisik seperti elastisitas dan viskositas, seperti halnya ikatan silang. Sifat mekanik polimer memegang peranan penting dalam penggunaannya sebagai propelan padat, seperti regangan, kekerasan, kuat tarik, demikian juga densitasnya. Sedangkan sifat polimer secara umum sangat dipengaruhi oleh panjang rantai polimer yang terbentuk, *crosslinking* (ikatan silang) dan percabangan yang terjadi. Semakin panjang rantai yang terbentuk pada polimer, akan semakin berpengaruh pada viskositas, kepadatan, kekerasan, dan elastisitas polimer yang terbentuk (Wibowo, 2013; Rosita, 2012).

Crosslink dapat terjadi dengan adanya gugus isosianat yang berlebih dan bereaksi dengan gugus uretan. *Crosslink* sangat berpengaruh terhadap kekerasan dan kerapuhan polimer yang terbentuk. Semakin besar *crosslink* yang terjadi, struktur polimer semakin rapat, padat dan kuat, sehingga kuat tarik, kekerasan akan lebih besar tetapi

elastisitasnya rendah (Boo, 2012, Majoros, 2009; Mahanta, 2012).

Ikatan silang dari polimer sangat mempengaruhi afinitas (daya gabung) terhadap pelarut. Ikatan silang memberikan kekakuan dalam rantai panjang makro molekul, dan semua jaringan sintesis mengembang (*swell*) ketika dimasukkan ke dalam pelarut dengan berat molekul rendah. Derajat pengembangan (*swelling*) merupakan fungsi dari beberapa faktor di mana panjang rantai jaringan termasuk yang utama. Bahkan, derajat pengembangan tergantung pada berat molekul antara ikatan silang (M_c) (Wang, 2015; Jain, 1993).

Sebaliknya, struktur jaringan polimer silang dapat dipelajari melalui karakteristik derajat pengembangannya dalam pelarut. Parameter interaksi polimer-pelarut antara jaringan ikatan silang dan pelarut juga bervariasi dengan fraksi volume polimer dalam massa derajat pengembangan, yang juga berubah dengan kepadatan ikatan silang dari senyawa yang *curing*. Meskipun derajat pengembangan dari ikatan silang polimer oleh pelarut yang sesuai secara dominan dikendalikan oleh kerapatan ikatan silang, jenis ikatan silang juga memainkan peran yang dominan.

Parameter yang dapat digunakan untuk ukuran banyaknya *crosslink* yang terjadi adalah dengan derajat *crosslink* dan derajat kristalinitas. Sedangkan *crosslink density* didefinisikan sebagai jumlah mol efektif rantai jaring/cm³ (Bhattacharya, 2009; Tillet, 2011). Derajat pengembangan suatu polimer dinyatakan dengan *crosslink density* atau kerapatan ikatan silang yang didapat dari menghitung fraksi volume polimer yang mengembang (*swollen*), yang dapat dihitung dengan persamaan (Jain, 1993):

$$Q = \frac{W_s}{W_{ds}} - 1 \quad (2-1)$$

$$W_2 = \frac{1}{1 + Q} \quad (2-2)$$

$$W_1 = 1 - W_2 \quad (2-3)$$

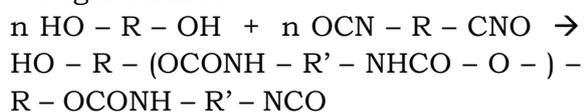
Dimana W_1 = berat fraksi pelarut dan W_2 = berat fraksi polimer

Fraksi volume polimer dalam *swelling*, V_2 , dapat dihitung dengan

$$V_2 = \frac{W_2/\rho_2}{W_2/\rho_2 + W_1/\rho_1} \quad (2-4)$$

Dimana ρ_1 = kerapatan pelarut dan ρ_2 = kerapatan polimer

Untuk percabangan yang terjadi dengan adanya triisosianat atau triol yang membentuk titik percabangan tiga, semakin banyak terjadi percabangan hasil reaksi semakin keras dan keropos karena struktur polimer yang terbentuk banyak rongga rongga dan ruang kosong. Untuk menggambarkan panjang rantai yang terbentuk dapat diumpamakan dengan struktur molekul HO-R-OH, dan TDI, stuktur molekul OCN-R-CNO. Reaksinya dapat terjadi sebagai berikut:



3 METODOLOGI

Untuk penelitian ini dibutuhkan beberapa alat: beker gelas, batang pengaduk, *thermoline* (pemanas), pipet tetes, oven, timbangan analitik, cetakan berbentuk persegi panjang dari pelat seng, dan alat pengukur kekerasan (*teclock*) GS-709N Type A. Sedangkan bahan yang dibutuhkan untuk menunjang penelitian adalah HTPB_{lokal}, TDI, toluena, dan benzene.

Percobaan berlangsung dalam tiga tahapan, masing-masing tahapan dapat dijelaskan sebagai berikut. Bahan HTPB_{lokal} dan TDI ditimbang sesuai dengan perbandingan. Campuran ini diaduk sampai homogen kemudian dimasukkan kedalam cetakan. Waktu *curing* yang terjadi diamati dan dicatat.

Campuran ini dibiarkan selama 3 minggu kemudian dilepaskan dari cetakan. Untuk mendapatkan data yang terstruktur, maka pada percobaan ini dilakukan reaksi antara HTPB_{lokal}:TDI dengan perbandingan yang dibuat urut, misalnya dimulai dari perbandingan berat HTPB : TDI 4 : 1, 5 : 1, 6 : 1 dan seterusnya sampai ditemukan *gel point*. Sampel yang akan dianalisis adalah hasil reaksi yang tidak ada gelembung udara dan elastis.

Sampel yang sudah dikeluarkan dari cetakan diukur sifat mekanisnya, berupa kekerasan, kuat tarik dan elastisitasnya.

Untuk mengukur derajat pangembangan, sampel yang telah diperoleh kemudian dipotong menjadi ukuran 7 x 7 cm. Masing-masing potongan ditimbang kemudian dimasukkan ke dalam beker gelas yang telah berisi toluene. Sampel dibiarkan berada di dalam larutan selama beberapa jam, kemudian dikeluarkan dan ditimbang. Selanjutnya sampel tersebut di-oven dan setiap 30 menit dilakukan penimbangan. Hal ini dilakukan setiap 30 menit sampai daya serap dan berat sampel konstan.

4 HASIL PEMBAHASAN

Berdasarkan komposisi masing-masing sampel, dipilih salah satu hasil yang memenuhi kriteria secara visual, untuk dilakukan analisis lanjut. Walaupun demikian hasil yang mendekati masih bisa digunakan seperti untuk sampel HTPB_A pada 7:1 dan 8:1 HTPB_B pada 7:1, 8:1 dan 9:1 dan HTPB_C pada 8:1 dan 9:1.

Komposisi yang tidak terpilih, terjadi penurunan *working-life* yang ditandai dengan munculnya udara yang membentuk gelembung atau lubang, karena semakin banyak TDI yang digunakan maka jumlah udara yang dibebaskan semakin banyak. Reaksi antara TDI dan HTPB dapat terjadi berupa rantai ikatan lurus atau rantai cabang yang ditandai dengan perubahan kekentalan yang semula cair menjadi

padat dan juga terjadi perubahan struktur dari dua dimensi menjadi tiga dimensi.

Ikatan lurus terjadi melalui pembentukan gugus uretan hasil reaksi gugus hidroksil dan gugus isosianat. Sedangkan ikatan cabang terjadi antara gugus uretan dan gugus isosianat. Pada rantai cabang cenderung memberikan proses pengerasan dan pengembangan yang cepat sehingga muncul gelembung-gelembung udara yang terjebak dalam polimer dan mengeras (Bhattacharya, 2009). Reaksi HTPB dengan TDI merupakan reaksi homogen dan secara stoikiometri memiliki perbedaan volume yang besar. Kecepatan reaksi dapat dipengaruhi oleh kecepatan pengaduk dan suhu reaksi, semakin cepat pengadukan campuran semakin homogen dan kecepatan reaksi semakin besar (Wang, 2015).

Dari beberapa hasil perbandingan dapat kita lihat hasil secara fisik. Dari hal ini dapat ditentukan pada perbandingan berapa hasil yang reaksinya akan dipakai. Kriteria yang digunakan diantaranya adalah hasil reaksi tidak lengket, warna bening, tidak ada gelembung udara dan mudah dilepas dari cetakan. Setelah itu baru dilakukan analisis sifat mekanik yaitu dengan mengukur kuat tarik, kekerasan, elastisitas dan kerapatan ikatan silang. Dari hasil analisis ini dapat kita tentukan dengan perbandingan berapa HTPB : TDI yang akan dipakai yang memenuhi syarat sebagai *fuel-binder* propelan padat.

HTPB yang digunakan dalam penelitian ini adalah HTPB_{lokal} dengan spesifikasi yang berbeda. Maka dari itu tidak semua HTPB dapat *curing* dengan perbandingan yang sama, karena spesifikasi bahan baku akan mempengaruhi sifat mekanik, sifat fisik, dan balistik propelan yang terbentuk. Sampel ini dikerjakan dengan perbandingan secara urut dan diambil yang *curing* saja. Hasil reaksi semua sampel yang dibuat pada penelitian ini

diberikan pada Tabel 4-1. Pada tabel tersebut juga diberikan data fisik setelah terjadi reaksi (sampel yang akan dianalisis).

Hasil dari tabel tersebut dapat kita lihat secara fisik di mana dengan sampel yang berbeda dan perbandingan yang sama, masing-masing hasil reaksi akan berbeda, hal ini bisa disebabkan oleh masing-masing sampel memiliki spesifikasi yang berbeda, diantaranya berat molekul (BM), bilangan OH, viskositas, suhu proses, dan jumlah isomernya berbeda. Untuk itu perlu dilakukan analisis sifat fisik dan mekanik dari bahan baku HTPB dan TDI sebelum proses reaksi. Hal ini disebabkan, sifat bahan baku sangat berpengaruh kepada hasil reaksi yang diinginkan.

Tabel 4-1: HASIL REAKSI SEMUA SAMPEL DILIHAT SECARA FISIK/VISUAL

No.	Kode sampel	Rasio (gr)		HASIL
		HTPB	TDI	
1	HTPB _A	4	1	Keras dan kaku, keropos ****
2	HTPB _A	5	1	Keras, tidak ada gelembung udara***
3	HTPB _A	6	1	Keras, kurang elastis**
4	HTPB _A	7	1	Elastis, tidak ada gelembung udara *
5	HTPB _A	8	1	Elastis, tidak ada gelembung udara*
6	HTPB _A	9	1	Lembek, lengket, curingnya lama *#
7	HTPB _B	4	1	Keras dan ada sedikit gelembung udara****
8	HTPB _B	5	1	Keras, ada gelembung udara ****
9	HTPB _B	6	1	Sedikit elastis, tidak ada

				gelembung udara **
10	HTPB _B	7	1	Elastis, tidak ada gelembung udara*
11	HTPB _B	8	1	Elastis, tidak ada gelembung udara*
12	HTPB _B	9	1	Elastis, tidak ada gelembung udara*
13	HTPB _B	10	1	Lembek, tidak curing****
14	HTPB _C	4	1	Keras dan sedikit gelembung udara****
15	HTPB _C	5	1	Keras tanpa gelembung udara****
16	HTPB _C	6	1	Sedikit elastis, ada gelembung udara ***
17	HTPB _C	7	1	Sedikit elastis, tanpa gelembung udara*
18	HTPB _C	8	1	Elastis tanpa gelembung udara*
19	HTPB _C	9	1	Elastis tanpa gelembung udara*
20	HTPB _D	4	1	keras sekali tanpa gelembung udara ****
21	HTPB _D	5	1	keras dan ada sedikit gelembung udara****
22	HTPB _D	6	1	Kaku****
23	HTPB _D	7	1	Sedikit elastis tanpa gelembung udara**
24	HTPB _D	8	1	Elastis tanpa gelembung udara *
25	HTPB _E	100	12	Keropos besarbesar****
27	HTPB _E	100	13	Keropos besar-besar****
28	HTPB _E	100	14	Keropos****

	HTPB _E	100	15	Berbusa kecil-kecil ****
29				
		100	17	Berbusa kecil-kecil****
30	HTPB _E			

Ket:
 (*) Diprioritaskan untuk digunakan
 (**) dipertimbangkan
 (***) tidak memenuhi syarat untuk *fuel* (****) hasil reaksi tidak diharapkan

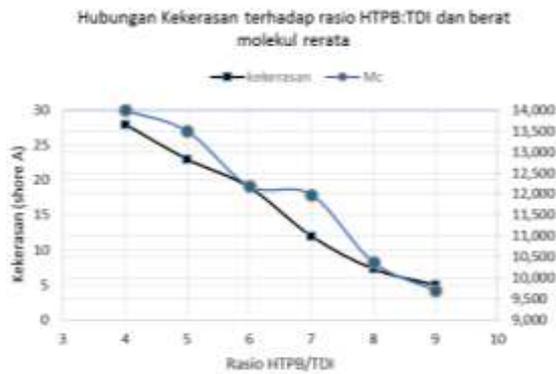
Berdasarkan jumlah perbandingan antara HTPB:TDI dengan sampel yang sama dapat dilihat di mana semakin banyak pemakaian TDI maka hasil reaksi semakin keras dan bisa terjadi keropos. Hal ini bisa terjadi disebabkan karena tidak seimbangny jumlah bilangan OH dari HTPB dan bilangan isosianat dari TDI yang tersedia (Wibowo, 2015; Villar, 2011).

Semakin besar perbandingan antara NCO/OH maka semakin rendah *pot-life*-nya. Hal ini terjadi karena semakin banyak gugus NCO yang tersedia untuk bereaksi membentuk ikatan percabangan, maka berat antar molekul akan semakin turun dan memberikan rantai akhir semakin banyak (Tillet, 2011; Villar, 2011; Wibowo, 2013). Pengaruh ikatan percabangan terhadap sifat mekanik cukup besar, ikatan percabangan terjadi dapat juga dipengaruhi oleh suhu reaksi karena akan menaikkan nilai konstanta kecepatan reaksi sehingga membentuk ikatan jaringan polimer yang rapat. Tabel 4-2 memperlihatkan hasil analisis sampel yang sama (HTPB_A) dengan jumlah perbandingan HTPB:TDI yang berbeda. Dari tabel tersebut memperlihatkan bahwa semakin besar jumlah TDI dalam campuran maka semakin keras adonan yang terbentuk. Demikian juga sebaliknya, pada penambahan jumlah HTPB dalam campuran, semakin banyak HTPB yang ditambahkan dalam campuran, maka kekerasannya akan semakin menurun. Pada Gambar 4-1, juga dilihat hubungan antara rasio HTPB:TDI dengan berat molekul rerata adonan. Semakin banyak jumlah kandungan TDI dalam campuran, maka

berat molekul rerata yang dihasilkan juga semakin besar, berarti adonan semakin keras.

Tabel 4-2: HASIL ANALISIS SAMPEL YANG SAMA YAITU HTPB_A DENGAN JUMLAH PERBANDINGAN YANG BERBEDA

No	HTPB : TDI		H A S I L			
	gram	Kekerasan (shore A)	Derajat pengembangan (g/g)	Berat molekul rata-rata	Kerapatan ikatan silang (10 ⁴ mol/c)	Kerapatan (10 ⁴ mol/c)
1	4 : 1	28	1,890	13,996	3,983	
2	5 : 1	23	2,013	13,500	3,006	
3	6 : 1	19	2,543	12,190	2,795	
4	7 : 1	12	2,983	11,986	1,890	
5	8 : 1	7,3	3,600	10,374	1,087	
6	9 : 1	5	3,920	9,703	0,983	

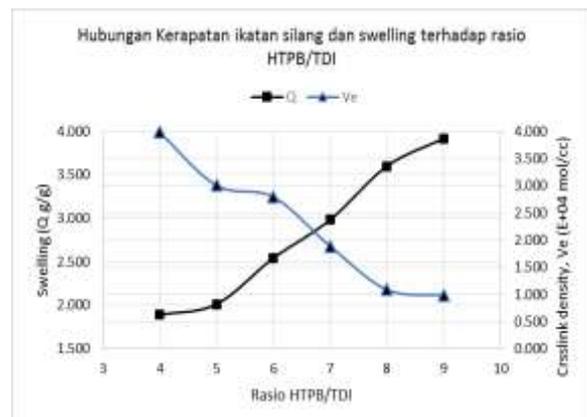


Gambar 4-1: Hubungan antara rasio HTPB:TDI terhadap kekerasan yang diperoleh

Gambar 4-2 menunjukkan hubungan antara rasio HTPB : TDI terhadap kemampuan derajat pengembangan (*swelling*) dan kerapatan ikatan silang (*crosslink density*). Dari gambar tersebut nampak bahwa kandungan TDI yang besar dalam campuran menurunkan harga derajat pengembangan (Q) yang diperoleh yang dapat dihitung dengan persamaan (1). Polimer linier mampu larut dalam pelarut, tetapi jika sudah terbentuk rantai jaring, polimer tidak dapat larut lagi. Bila pelarut diserap oleh polimer, akan terjadi pengembangan volume (berbentuk gel), karena pelarut akan mengisi jaringan-jaringan dan memperpanjang rantai. Derajat pengem-

ban akan maksimal pada suatu titik dimana gaya tarik kembali dan gaya pengembangan yang bekerja pada titik itu sudah seimbang. Penambahan HTPB dalam campuran, yang berarti menurunkan kandungan TDI akan meningkatkan kemampuan *swelling*. Setelah penambahan TDI, gugus hidroksil bereaksi dengan cepat dari jaringan pembentuk zat, segera menyebarkan polimerisasi untuk membangun jaringan dua dan tiga dimensi sebagai hasil reaksi.

Kerapatan ikatan silang semakin besar dengan bertambahnya kandungan TDI dalam campuran. Penambahan jumlah HTPB dalam campuran semakin menurunkan nilai kerapatan ikatan silang. Kerapatan ikatan silang yang besar menghasilkan adonan yang juga keras, diperoleh dengan kandungan TDI yang besar dalam campuran.



Gambar 4- 2: Hubungan antara rasio HTPB:TDI terhadap kerapatan ikatan silang dan kemampuan *swelling*

Ketika sampel mengalami tegangan tarik uniaksial, deformasi diakomodasi dalam matriks *binder*. Sifat tarik tergantung pada karakteristik matriks *binder* polimer, karena perubahan kepadatan ikatan silang. Sifat mekanis yang terutama ditentukan oleh kerapatan ikatan silang dalam matriks binder, yang menurun dengan peningkatan rasio diol/triol, seperti diungkapkan oleh peningkatan kemampuan regangan dan penurunan kekuatan tarik dan modulus

Tabel 4-3: HASIL ANALISIS SAMPEL HTPB YANG BERBEDA, PERBANDINGAN SAMA

No.	kode sampel	HTPB : TDI (gram)	Kekerasan (shore A)	HASIL		
				Q g/g	Mc	Ve (10 ⁴ mol/cc)
1	HTPBA	8 : 1	7.3	3.600	10374	1.087
2	HTPBB	8 : 1	15	4.200	99833	1.978
3	HTPBC	8 : 1	12	3.230	12112	2.076
4	HTPBD	8 : 1	9	3.115	10986	1.786
5	HTPBE	8 : 1	Tidak terukur	-----	----	-----
6	HTPBA	7 : 1	9	2983	11986	1.890
7	HT PB _B	7 : 1	12	3.827	10659	2.095
8	HTPBC	7 : 1	17	4.341	13000	1.989
9	HTPBD	7 : 1	13	3.007	11879	1.532
10	HT PB _E	7 : 1	Tidak terukur	-----	-----	-----
11	HTPBA	9 : 1	5	3.920	9703	0.893
12	HTPBB	9 : 1	9.3	3.637	9621	1.695
13	HTPBC	9 : 1	7	4.806	10983	1.983
14	HTPBD	9 : 1	6	3.899	10000	1.562
15	HTPBE	9 : 1	Tidak terukur	-----	-----	-----

Tabel 4-3 memperlihatkan pada sampel yang berbeda dan perbandingan sama, masing masing hasil reaksi akan berbeda. Hal ini dikarenakan masing-masing karakteristik bahan baku sampel berbeda dan sangat berpengaruh kepada reaksi pembentukan *fuel-binder* yaitu berupa polimer poliuretan. Di mana struktur jaringan dapat terjadi karena kombinasi pembentukan rantai lurus, rantai cabang, dan ikatan percabangan antara gugus hidroksil (OH) dengan gugus isosianat (NCO). Hal ini dapat dilihat pada tabel di atas di mana dengan perbandingan yang sama tetapi sampel berbeda, diperoleh karakteristik dari hasil uji kekerasan, kerapatan ikatan silang (Ve), derajat pengembangan (Q) dan berat molekul rata-rata ikatan silang (Mc) yang berbeda. Karakteristik dari polimer sangat ditentukan oleh jaringan polimer yang terbentuk, tumbuhnya rantai polimer akan meningkatkan visikositas (Boo, 2012; Majoros; 2009). Pada saat rantai polimer membentuk percabangan yang sudah jenuh, maka polimer akan memadat dan keras dengan ukuran kekerasan yang

berbeda-beda. Untuk itu sangatlah penting menganalisis bahan baku terlebih dahulu sebelum melakukan reaksi. Berdasarkan beberapa penelitian sebelumnya dapat disimpulkan pengaruh komponen atau para meter rasio NCO/OH paling tinggi yaitu 50%, (Majoros, 2009; Wibowo, 2014, Wibowo 2015). Berat molekul rata-rata 19%, struktur isomer cis, vynil dan trans pada HTPB berpengaruh 17%, dan pengaruh bilangan hidroksil 11%. Pada kenyataanya, walaupun dalam penelitian telah ditemukan komposisi yang tepat, sering juga terjadi cacat hasil yang akan mempengaruhi sifat-sifat rantai jaring polimer yang terbentuk, misalnya terbentuknya gelembung udara kecil yang tidak diinginkan.

Pada sampel HTPBE tidak terbentuk *fuel-binder* yang diinginkan. Telah dicoba dengan beberapa perbandingan hasilnya tetap keras dan kropos. Dilakukan percobaan dengan perbandingan 100 : 17 hasilnya elastis tetapi tetap keropos. Hal ini dapat disebabkan ada zat lain yang mengganggu, kemungkinan karena kurang bersihnya pencucian HTPB_{Lokal}

yang dihasilkan, sehingga ada zat lain yang ikut bereaksi dengan TDI untuk itu perlu penelitian lanjut.

5 KESIMPULAN

Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa, semakin banyak TDI maka polimer akan semakin keras, sedangkan derajat pengembangan (Q) akan semakin kecil, berat molekul antar titik *crosslinking* (Mc) semakin tinggi. Banyaknya TDI yang ditambahkan justru menyebabkan kemungkinan terjadinya keropos semakin besar. Sebaliknya, semakin banyak HTPB yang digunakan maka waktu *curing* semakin lama, kekerasan menurun, elastisitas meningkat dan kekuatan derajat pengembangan akan meningkat. Semakin besar perbandingan antara HTPB dan TDI maka rapat ikatan silang (Ve) semakin besar. Dengan sampel yang sama tetapi pada komposisi yang berbeda, diperoleh hasil yang berbeda pula. Sedangkan pada perbandingan yang sama tetapi sampel berbeda-beda diperoleh hasil yang berbeda, dan ini membuktikan adanya peranan masing-masing karakteristik dari bahan baku. Komposisi yang memberikan hasil lebih optimal adalah komposisi HTPB_A pada 7:1, HTPB_B pada 9:1, HTPB_C pada 8:1, HTPB_D 8:1. Dengan demikian HTPB_{Lokal} menunjukkan kemampuan untuk dapat digunakan sebagai *binder* dalam produksi propelan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Terima kasih disampaikan kepada Pustekroket LAPAN yang telah membiayai penelitian ini. Juga kepada Dr. Heri Budi Wibowo dan Dr. Kendra Hartaya yang telah banyak memberi masukan pada penelitian ini dan tak lupa buat teman teman di laboratorium HTPB yang telah membantu dalam pembuatan sampel untuk penelitian ini.

DAFTAR RUJUKAN

Bhattacharya, Amit; Rawlins, James W., dan Ray, Paramita, 2009. *Polymer Grafting*

And Crosslinking, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey.

- Boo, Han; Yutau, Ju and Chang, Shengzhoiu, 2012. *Investigation of Fracture Creterion for HTPB Propellant*, Advanced Materials Research, Vol. 591, Tran Tech Publication, Switzerland.
- Delebecq, Etienne; Pascault, Jean-Pierre; Boutevin, Bernard dan Ganachaud, Francois, 2013. *On the Versatility of Urethane/Urea Bonds: Reversibility, Blocked Isocyanate, and Non-isocyanate Polyurethane*, *Chem. Rev.*, 2013, 113 (1), 80–118.
- Jain, S.R., Sekkar, dan Krinahmurti, V. N., 1993. *Mechanical and Swelling Properties of HTPB Based Copolyurethan Networks*, *Journal of Applied Polymer Science* 48(9):1515 – 1523.
- Liu, Cheng-wu; Yang, Jian-hong; Wang; Xian-meng dan Ma, Yong-kang, 2016. *The Damage Law of HTPB Propellant under Thermomechanical loading*, *Journal of Energetic Materials* 34:1, 1-13.
- Mahanta, Abhay K., dan Pathak, Devendra D., (2012). *HTPB-Polyurethane: A Versatile Fuel Binder for Composite Solid Propellant*, 229-262 pp. In Zafar, Fahmina dan Eram, Sharmin (ed.) *Polyurethane*, InTech, Kroasia.
- Majoros, LI.; Dekeyser, Bernard; Hoogenboom, Richard; Fijten, WM., Martin; Geeraert, Jan; Haucourt, Nancy and Schubert S., Ulrich, 2009. *Kinetic Study of the Polymerization of Aromatic Polyurethane Prepolymers by High Throughput Experimentation*, *Journal of Polymer Science Part A Polymer Chemistry* 48(3), 570 – 580, Desember 2009.
- Rosita, Geni, 2012. *Pengaruh Komposisi HTPB-TDI Terhadap Propelan Mandiri*, *Prosiding Kimia dalam Pembangunan Yogyakarta*. ISSN: 0854 – 4778.
- Sekkar, V., 2010. *Polyurethan Based on Hydroxy Terminated Polybutadiene: Modelling of Network Prameters and Correlation with Mchanical Properties*, *J of Polymer* 41(18).
- Sutton, GP. dan Biblarz, O., 2011. *Rocket Propulsion Elements*, 7th, John Wiley &

- Sons, New York, ISBN: 978-1-118-75365-1.
- Tillet, Guillaume; Boutevin, Bernard dan Ameduri, Bruno, 2011. *Chemical reactions of polymer crosslinking and post-crosslinking at room and medium temperature*, Progress in Polymer Science 36 (2011) 191–217.
- Villar, LD; Cicaglioni, Thiago; Diniz, MF; Takahashi, Marta Ferreira Koyama; Rezende, Luis Cláudio, 2011. *Thermal Aging of HTPB/IPDI Based Polyurethane as A Function of NCO/OH Ratio*, Materials Research. 2011; 14(3): 372-375.
- Wang, Zhejun; Qian, Hongfu; Wang, Guan dan Huang, Quanzhang, 2015. *Tensile Mechanical Propetion and Constitutive Model for HTPB Propellant Low Temperature and High Strain rate*, Journal of Applied Polymer science Volume 132, Issue 24 June 20, 2015.
- Wibowo HB, 2014. *Peningkatan Sifat Mekanik Propelan Mandiri Berbasis Pengaruh bilangan OH Terhadap Kinerja Propelan*, Prosiding SIPTEKGAN XVIII, 2014, Jakarta.
- Wibowo, H.B, 2013. *Kontrol Kualitas Bahan Baku Propelan*, Indonesia Book Project, Jakarta.
- Wibowo, HB., 2015. *Pengaruh Gugus Hidroksil Sekunder Terhadap Sifat Mekanik Poliuretan Berbasis HTPB (Hidroksyl Terminated Polybutadiene)*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol.13 No.2 Desember 2015.

AUTHOR INDEX

A		L	
A. Hadi Syafruddin	37[14,1]	Luqman Faturrohim	113[14,2]
Ahmad Riyadl	9[14,1]		
Andi Mukhtar Tahir	37[14,1]	M	
Agus Aribowo	147[14,2]	Muhammad R. Andanawari R.S	81[14,2]
Atik Bintoro	91[14,2]		
Aryandi Marta	61[14,1]	P	
		Patria Rachman Hakim	37[14,1]
		Puspa Wandani	25[14,1]
C		R	
Carolus Bintaro	25[14,1]	Ridanto Eko Poetro	113[14,2]
		Robertus Heru Triharjanto	81,113[14,2]
		Ronald Bessie	147[14,2]
E		S	
Emir Mauludi Husni	81[14,2]	Sri Kliwati	1[14,1]
		Suhermanto	125[14,2]
F		V	
Firman Hartono	147[14,2]	Vicky Wuwung	25[14,1]
G		W	
Geni Rosita	51[14,1]	Wiwiek Utami Dewi	17[14,1]
H		Y	
Hari Muhammad	113[14,2]	Yudha Agung Nugroho	9[14,1]
Heri Budi Wibowo	9[14,1]	Yulia Azatil Ismah	17[14,1]
I			
Iwan Faizal	103[14,2]		
K			
Kendra Hartaya	73[14,1]		
Kosim Abdurohman	61[14,1]		

KEYWORDS INDEX

A			
Aluminium	11, 18, 21, 74, 75, 76, 77, 78, 79[14,1]	Frequency	40,42[14,1]
Ais	81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 117, 126, 127[14,2]	Fuel-binder	42, 45, 49[14,1] 83[14,2] 51, 52, 53[14,1], 159, 160, 161, 165, 168[14,2]
Aluminum	73, 79[14,1]	G	
Analisis	6, 16, 18, 19, 20, 24, 29, 31, 38, 39, 42, 46, 47, 58, 74, 75, 79[14,1]	Gel time	51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59[14,1]
Analysis	17, 19, 21, 49, 60, 73, 79[14,1]	Gell time	51[14,1]
Antena heliks	104, 105, 106, 107, 108, 109, 110, 111, 112[14,2]	Gain	103, 104, 107, 109, 111, [14,2]
Angularitas	148, 149, 152, 153, 154, 155, 156, 157[14,2]	H	
Angularity	147[14,2]	Helical antenna	103, 112[14,2]
Azimuth angle of attack	9[14,1]	HTPB	17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 73, 74, 75, 76, 77, 79, 80[14,1], 137, 138, 139, 140, 141, 142, 144, 145, 146, 159, 160, 161, 162, 164, 165, 166, 167, 168, 169, 170, [14,2]
Azimuth sudut serang	10, 12[14,1]	I	
B		Image focusing	37[14,1]
Bilah kipas CFM56-5B	26[14,1]	Imager multispektral	38, 39, 40, 46, 48, 49[14,1]
Bomb calorimeter	73, 74, 76, 78[14,1]	Ikatan silang	160, 161, 163, 167, 168, 169[14,2]
Beamwidth	103, 104, 107, 109, 110, 111[14,2]	Illegal fishing	81, 82, 83, 88, 89[14,2]
Beban terbang	2, 3[14,1]	Impedance	103, 104, 107, 108, 111, 112[14,2]
C		Impedansi	104, 107, 108, 109, 110, 111[14,2]
CFD Numeca	25, 26, 31[14,1]	Indonesian military	113[14,2]
CFM 56-5B Bilah kipas	25[14,1]	K	
Chain of polymer	159[14,2]	Kalorimeter bom	10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 149, 152, 154[14,2]
Cross-lingking	159[14,2]	Kecepatan angin	9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16[14,1]
D		Kestabilan	10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 57, [14,1], 142, 143[14,2]
Data-mentah	126[14,2]	L	
Decomposition	17, 18, 24[14,1], 125[14,2]	Lebar berkas	104[14,2]
Dekomposisi	17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 74[14,1], 126, 128, 130, 131, 133, 134, 135, 136[14,2]	Lendutan	2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11[14,1]
Dent cacat	25[14,1]	LSU-05	1, 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13[14,1]
Detection of cross-correlation	1[14,1]		91, 92, 93, 94, 96, 97, 98, 99, 100, 101, 102[14,2]
Deteksi korelasi silang	2[14,1]	M	
Decoding	125[14,2]	Modulation transfer function	37, 38, 39, 49[14,1]
Decomposition	125[14,2]	Modulus elastisitas	61, 62, 63, 66, 67, 69, 70[14,1] 160[14,2]
Defense telecommunications	113, 117[14,2]	Multispectral imager	37[14,1]
Deflection	1, 91[14,2]	P	
Desain satelit	104, 105, 114, 118, 122, 123, 126, 127[14,2]	Panjang rantai	160, 163, 164, 167[14,2]
DTA	17, 18, 19, 20, 22[14,1]	Pendekodean	126, 127, 128, 129, 130, 131, 132, 135, 136[14,2]
DTG	17, 18, 19, 20, 24[14,1]	Penguatan	104[14,2]
DTMF	1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8[14,1]	Pengukuran turbulensi	148[14,2]
E		Performa mesin	26, 34, 35[14,1]
Efficiency Kipas	25[14,1]	Performance	8, 25, 79, 80[14,1] 81, 103, 125[14,2]
Efisiensi Kipas	26, 33, 34[14,1]		
E-glass	1, 2, 3, 7, 8, 9[14,1], 91, 92, 96, 97, 98[14,2]		
F			
Failure mode	61, 62, 63, 66, 69, 70[14,1]		
Flight load	1, 91[14,2]		
Fokus citra	38[14,1]		
Frekuensi	2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 38, 39,		

Pesawat terbang nir awak	2, 3, 4, 5, 7, 8, 10, 11[14,1]	130, 132, 138, 139, 140,
Polibutadien	138, 146, 162[14,2]	141, 142, 143, 144, 145,
Polimer	22, 23, 52, 53, 54, 56, 57, 58, 59, 60, 62, 67, 77[14,1], 138, 139, 141, 143, 144, 145, 146, 160, 161, 162, 163, 164, 165, 166, 167, 168, 169[14,2]	146, 160, 163, 164, 165, 168[14,2]
		Swelling
		145, 146, 160, 161, 162, 159, 160, 161, 163, 164, 167, 169[14,2]
Polybutadiene	137, 138, 170[14,2]	T
Polymer	137, 159, 169, 170[14,2]	TDI
Polymers	137, 169[14,2]	19, 20, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 73, 74, 76, 77, 78[14,1]159, 160, 161, 163, 164, 165, 166, 167, 168 ,169[14,2]
Propelan	17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 51, 52, 53, 54, 56, 57, 58, 59, 60, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79[14,1] 138, 139, 141, 145, 146, 160, 161, 162, 163, 165, 169, 170[14,2]	Telekomunikasi pertahanan
		114, 115, 116, 118, 122[14,2]
		Telemetry
Propellant	17, 18, 24, 51, 59, 60, 73, 79, 80[14,1] 121, 122, 169, 170[14,2]	8[14,1] 126, 127, 128, 129, 131, 132, 133, 134, 135, 136[14,2]
		Telementary
Propellants	18, 24, 51, 59, 60, 80,[14,1] 137, 146[14,2]	125, 127, 132, 136[14,2]
		Terowongan angin
Pyhton Programming	81[14,2]	5, 13[14,1] 148, 149, 152, 153, 154, 155, 156, 157, 158[14,2]
R		TNI
Raw-data	125, 126, 127, 128,	114, 117, 118[14,2]
Rocket RUM	131[14,2]	Turbulence measurement
Roket RUM	9[14,1]	147[14,2]
		Twin-boom
		1, 2[14,1], 91[14,2]
		Tensile strength
		61, 62, 66, 69, 70, 71[14,1]
		TGA
		17, 18, 20, 21, 22[14,1]
		The wind speed
		9[14,1]
S		U
Sain Sayef	10, 11, 12, 14, 15, 16[14,1] 137, 138, 139, 140, 141, 142, 143, 145[14,2]	UAV
		1, 12[14,1] 91, 101, 102, 116, 117, 147, 149, 157, 158[14,2]
Stability	9, 16[14,1] 102[14,2]	V
Satellite	81, 89, 113, 118, 123[14,2]	VSWR
Satellite design	113, 125, 127, 136 [14,2]	103, 104, 108, 111, 112[14,2]
		VARTM
Structure	1[14,1]91, 102, 121 ,137[14,2]	61, 62[14,1]
Struktur	2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12[14,1] 115, 117, 128,	W
		Wind tunnel
		147, 158[14,2]

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

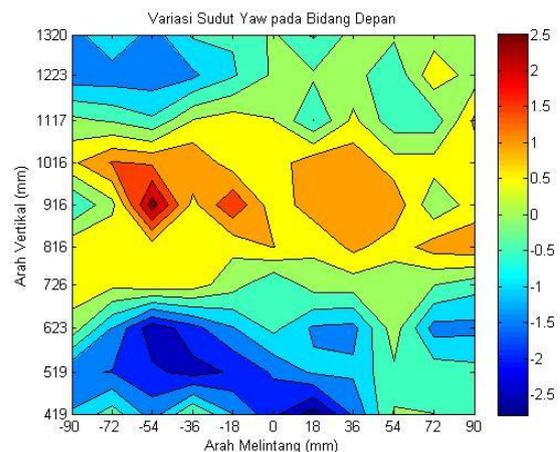
(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

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 Geomatika dan Mitra Bestari.

DAFTAR RUJUKAN

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

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

Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

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

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

Buku

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

Artikel bagian dari Buku

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

Skripsi/Tesis/Disertasi

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

Naskah Prosiding

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

Naskah Konferensi

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

Naskah Laporan Hasil Penelitian

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

Naskah Online

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

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

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

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

Pengiriman Naskah

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

Sistematika penulisan

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

Gambar dan Tabel

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

Persamaan Satuan dan Data Numerik

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