

DAFTAR ISI

	Halaman
PERANCANGAN AUTOPILOT LATERAL-DIREKSIONAL PESAWAT NIRAWAK LSU-05 (THE DESIGN OF THE LATERAL-DIRECTIONAL AUTOPILOT FOR THE LSU-05 UNMANNED AERIAL VEHICLE) Muhammad Fajar, Ony Arifianto	93 - 104
PENGARUH KOMPOSISI AP TERHADAP PROSESIBILITAS SLURRY PROPELAN DENGAN KANDUNGAN ALUMINIUM TINGGI (EFFECTS OF AMMONIUM PERCHLORATE COMPOSITION ON HIGH CONTENT ALUMINIUM PROPELLANT SLURRY) Afni Restasari, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya	105 - 114
EVALUASI KINETIKA DEKOMPOSISI TERMAL PROPELAN KOMPOSIT AP/HTPB DENGAN METODE KISSINGER, FLYNN WALL OZAWA DAN COATS – REDFREN (EVALUATION OF THERMAL DECOMPOSITION KINETICS OF AP/HTPB COMPOSITE SOLID PROPELLANT USING KISSINGER, FLYNN WALL OZAWA AND COATS – REDFREN METHOD) Wiwiek Utami Dewi	115 - 132
PENELITIAN TRANSMISIBILITAS ALAT PEREDAM GETARAN PADA MUATAN ROKET RX 550 LAPAN (RESEARCH TRANSMISSIBILITY OF VIBRATION DAMPERS EQUIPMENTS ON ROCKET RX 550 LAPAN) Agus Budi Djatmiko	133 - 142
PENGARUH KETEBALAN DI TENGAH TABUNG MOTOR ROKET RX 122 YANG PANJANG (THE EFFECT OF THICKNESS IN THE MIDDLE OF RX 122 LONG ROCKET MOTOR TUBE) Ediwan	143 - 150
KARAKTERISTIK RAW MATERIAL EPOXY RESIN TIPE BQTN-EX 157 YANG DIGUNAKAN SEBAGAI MatriK PADA KOMPOSIT (THE CHARACTERISTICS OF RAW MATERIAL BQTN-EX 157 EPOXY RESIN USED AS COMPOSITES MATRIX) Sri Rahayu, Mabe Siahaan	151 - 160
VERIFICATION OF SCHRENK METHOD FOR WING LOADING ANALYSIS OF SMALL UNMANNED AIRCRAFT USING NAVIER- STOKES BASED CFD SIMULATION (VERIFIKASI METODE SCHRENK DENGAN SIMULASI CFD BERBASIS PERSAMAAN NAVIER-STOKES DALAM ANALISIS PEMBEBANAN SAYAP PESAWAT UDARA NIRAWAK KELAS RINGAN) Arifin Rasyadi Soemaryanto, Nurhayyan H Rosid	161 - 166
APLIKASI PERANGKAT LUNAK SISTEM AKUISISI KECEPATAN REACTION WHEEL (SOFTWARE APPLICATION OF REACTION WHEEL SPEED ACQUISITION SYSTEM) Harry Septanto	167 - 178

Jurnal **TEKNOLOGI DIRGANTARA** Journal of Aerospace Technology

Vol. 15 No. 2 Desember 2017

ISSN 1412- 8063

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

SUSUNAN DEWAN PENYUNTING JURNAL TEKNOLOGI DIRGANTARA

Penyunting

• Ketua

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

• Anggota

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

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

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

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

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

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

Ir. Widodo Selamat, MT (Struktur Satelit)

Mitra Bestari

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

Dr. Ridanto Eko Putro (Fisika Terbang)/Institut Teknologi Bandung

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

Ir. Emir Mauludi Husni M.Sc.. Ph.D (Teknik Komputer)/Institut Teknologi Bandung

Dr. Ena. Himsar Ambarita. ST.. MT (Teknik Mesin)/Universitas Sumatera Utara

Dr. Firman Hartono, ST., MT. (Desain, Operasi dan Perawatan Pesawat Terbang)/Institut Teknologi Bandung

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, S.kom

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, Model Sistem peredam getaran pada muatan roket RX 550

Alamat Penerbit :

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

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

Fax : (021) – 47882726

Email : publikasi@lapan.go.id

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

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

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

Vol. 15 No. 2 Desember 2017

ISSN 1412- 8063

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

DARI REDAKSI

Sidang Pembaca yang kami hormati,

Puji syukur, kita panjatkan kehadiran Tuhan Yang Maha Esa atas rahmat dan karunia-Nya, sehingga Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 15, No. 2, Desember 2017 hadir ke hadapan sidang pembaca dengan menengahkan 8 (delapan) artikel sebagai berikut, "Perancangan Autopilot Lateral-Direksional Pesawat Nirawak LSU-05 (The Design of the Lateral-Directional Autopilot for the LSU-05 Unmanned Aerial Vehicle)" ditulis oleh Muhammad Fajar, Ony Arifianto. *Autopilot* dirancang pada *range* kecepatan operasi pesawat yaitu 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk dengan ketinggian 1000 m. *Autopilot* yang dirancang adalah *Roll Attitude Hold*, *Heading Hold* dan *Waypoint Following*; "Pengaruh Komposisi AP Terhadap Prosesibilitas Slurry Propelan Dengan Kandungan Aluminium Tinggi (Effects of Ammonium Perchlorate Composition on High Content Aluminium Propellant Slurry)" ditulis oleh Afni Restasari, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya. Dalam penelitian ini, dibuat *slurry* propelan A ($AP_h : AP_k 1:2$), propelan B ($AP_h : AP_k 1:1$), propelan C ($AP_h : AP_k 3:2$) dan propelan D ($AP_h : AP_k 2:1$). Metode yang digunakan meliputi pengukuran viskositas dengan viskometer Brookfield RVT *spindle 07* pada 0,3 rpm setiap 15 menit; Wiwiek Utami Dewi, menulis "Evaluasi Kinetika Dekomposisi Termal Propelan Komposit AP/HTPB Dengan Metode Kissinger, Flynn Wall Ozawa dan Coats - Redfren (Evaluation of Thermal Decomposition Kinetics of AP/HTPB Composite Solid Propellant Using Kissinger, Flynn Wall Ozawa and Coats - Redfren Method)". Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui parameter kinetika dekomposisi propelan LAPAN. Propelan yang digunakan memiliki perbedaan komposisi Al dan jenis moda AP; Artikel dengan judul "Penelitian Transmisibilitas Alat Peredam Getaran pada Muatan Roket RX 550 LAPAN (Research Transmissibility of Vibration Dampers Equipments on Rocket RX 550 LAPAN)" ditulis oleh Agus Budi Djatmiko. Tujuan penelitian transmisibilitas pada alat peredam getaran adalah untuk mengetahui besarnya percepatan yang ditransmisikan ke muatan roket; "Pengaruh Ketebalan di Tengah Tabung Motor Roket RX 122 yang Panjang (The Effect of Thickness in the Middle of Rx 122 Long Rocket Motor Tube)" ditulis oleh Ediwan. Untuk menghindari tegangan tersebut maka bagian tengah tabung harus lebih tebal agar tegangan bagian tengah berkurang, tetapi tidak menimbulkan konsentrasi tegangan; "Karakteristik Raw Material Epoxy Resin Tipe BQTN-EX 157 yang digunakan sebagai Matrik pada Komposit (The Characteristics of Raw Material BQTN-EX 157 Epoxy Resin used as Composites Matrix)" ditulis oleh Sri Rahayu, Mabe Siahaan. Tujuan dari penelitian adalah mendapatkan karakteristik raw material resin yang digunakan sebagai matrik pada komposit; Kemudian Arifin Rasyadi Soemaryanto, Nurhayyan H Rosid menulis "Verification of Schrenk Method for Wing Loading Analysis of Small Unmanned Aircraft using Navier- Stokes Based CFD Simulation (Verifikasi Metode Schrenk dengan Simulasi CFD Berbasis Persamaan Navier-Stokes dalam Analisis Pembebanan Sayap Pesawat Udara Nirawak Kelas Ringan)". Tujuan dari studi ini adalah untuk menghitung distribusi gaya angkat sepanjang sayap dan menentukan seberapa besar error dari kedua metode; Artikel terakhir Harry Septanto menulis "Aplikasi Perangkat Lunak Sistem Akuisisi Kecepatan Reaction Wheel (Software Application of Reaction Wheel Speed Acquisition System)". Makalah ini melaporkan hasil penelitian mengenai pengembangan perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan wheel dari sebuah aktuator satelit yang disebut reaction wheel unit.

Demikianlah 8 artikel yang kami sajikan dalam Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 15, No. 2, Desember 2017. Seperti diketahui jurnal ini memuat hasil penelitian di bidang teknologi dirgantara dalam bahasa Indonesia atau bahasa Inggris dan terbuka bagi ilmuwan-ilmuwan dalam dan luar negeri. Semoga sidang pembaca dapat mengambil manfaatnya.

Jakarta, Desember 2017
Redaksi

JURNAL
TEKNOLOGI DIRGANTARA
Journal of Aerospace Technology

ISSN 1412-8063

Vol. 15 No.1 Juni 2017

Lembar abstrak ini boleh dikopi tanpa ijin atau biaya

ABSTRAK

INVESTIGASI GAYA KONTAK/IMPAK PADA MAIN LANDING GEAR PESAWAT KOMUTER DENGAN PENDEKATAN MULTI-BODY SIMULATION (MBS) RIGID MODELS (THE INVESTIGATION OF CONTACT/IMPACT FORCES OF COMMUTER AIRCRAFT MAIN LANDING GEAR USING MULTI-BODY SIMULATION (MBS) RIGID MODELS) / Dony Hidayat , Jos Istiyanto, Danardono Agus Sumarsono, Aryandi Marta

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 : 1-10

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

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

PICO-SATELLITE DETUMBLING SIMULATION USING MAGNETIC ATTITUDE ACTUATOR (SIMULASI DETUMBLING PADA SATELIT PIKO MENGGUNAKAN AKTUATOR SIKAP MAGNETIK) / Ali Muksin, Ridanto Eko Poetro, Robertus Heru Triharjanto

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 :11-20

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

Kata kunci: *Cubesat attitude control, Magnetic actuator, B-dot control, Satellite simulator*

ABSTRAK

SISTEM PENGAMAN POWER SHAPE-CHARGE PADA FLIGHT TERMINATION SYSTEM (POWER SHAPE CHARGE SECURITY SYSTEM ON FLIGHT TERMINATION SYSTEM) / Effendi Dodi Arisandi

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 :21-28

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

Kata kunci: *smart system; modul FTS; relay; Power shape-charge*

JUSTIFIKASI CFD KEDALAMAN GROOVE BAN PADA PROSES PERAWATAN HARIAN PESAWAT B737-800 AKIBAT HYDROPLANING (B737-800 TIRE GROOVE DEPTH CFD JUSTIFICATION ON ITS DAILY MAINTENANCE PROCESS DUE TO HYDROPLANING) / Vicky Wuwung, Nelli Anggreyni, Valeri Maria Hitoyo, Carolus Bintoro

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 : 29-44

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

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

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

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 :45-58

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

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

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

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 :59-70

Makalah ini berisi desain dari ground model nano-satelit pengamat Bumi yang subsistem komunikasinya bekerja pada frekuensi S-Band. Ground model yang dibuat mengacu pada satelit GOLIAT yang memiliki ukuran sebesar 10 x 10 x 10 cm, berat satu kilogram, payload yang dibawa berupa kamera, dan daya yang dipancarkan sebesar 1 watt. Ground model satelit nano yang dibuat memiliki antena untuk transmisi berupa antena mikrostrip dengan ukuran 9,5 x 9,5 cm, frekuensi kerja 2,4 GHz, nilai parameter S11 sebesar -18,506 dB, VSWR sebesar 1,2695, dan gain sebesar 6,42 dB. Ground model yang dibuat menggunakan Seeeduino sebagai on-board computer, modul XBee untuk berkomunikasi, kamera VC0706, baterai lithium ion, solar panel, dan berbagai macam sensor. Perhitungan link budget pada jarak 300 km untuk ground model satelit nano yang dibuat yaitu Effective Isotropic Radiated Power (EIRP) yang dimilikinya sebesar 36,42 dBm, daya terima -101,18 dBm, receive power dan noise ratio (sebesar 107 dBHz, dan energy bit dan noise ratio sebesar 55,02 dB, sementara untuk satelit GOLIAT memiliki EIRP sebesar 32,2 dBm, daya terimanya sebesar -82 dBm, receive power dan noise ratio sebesar 126,18 dBHz, dan energy bit dan noise ratio sebesar 86,357 dB. Sehingga dapat disimpulkan bahwa desain dan implementasi ground model satelit nano dengan subsistem komunikasi S-band berhasil dilakukan, bahkan kinerjanya lebih baik dari satelit pembanding.

Kata kunci : *Ground model nano satelit; frekuensi 2,4 GHz; antena; Seeeduino; XBee;; link budget*

JURNAL
TEKNOLOGI DIRGANTARA
Journal of Aerospace Technology

ISSN 1412-8063

Vol. 15 No.1 Juni 2017

Lembar abstrak ini boleh dikopi tanpa ijin atau biaya

ABSTRAK

PREDIKSI KEKUATAN STRUKTUR ALAT UJI GETARAN ENGINE LSU SERIES MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA (STRENGTH PREDICTION OF THE ENGINE VIBRATION TEST STAND OF LSU SERIES USING FINITE ELEMENT METHOD) /Fajar Ari Wandono, Agus Harno Nurdin Syah

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 :71-80

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

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

KENDALI SAKELAR EMPAT ANTENNA BERSUSUN UNTUK PENJEJAKAN INTERFERENCE FREKUENSI TTC SATELIT LAPAN (SWITCH CONTROL SYSTEM FOR FOUR ARRAY ANTENNA FOR TRACKING OF LAPAN'S SATELLITE TTC INTERFERENCE FREQUENCY) / Arif Hidayat, Wahyudi Hasbi, Elyas Palantei, Syafruddin Syarif

J. TEKGAN, 15 (1) 2017 : 81-92

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

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

ABSTRAK

PERANCANGAN AUTOPILOT LATERAL-DIREKSIONAL PESAWAT NIRAWAK LSU-05 (THE DESIGN OF THE LATERAL-DIRECTIONAL AUTOPILOT FOR THE LSU-05 UNMANNED AERIAL VEHICLE)/
Muhammad Fajar, Ony Arifianto

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 93-104

Autopilot pada pesawat dikembangkan berdasarkan pada modus gerak pesawat yaitu modus gerak longitudinal dan lateral-directional. Pada makalah ini, dirancang autopilot pada modus gerak lateral-directional untuk pesawat LSU-05. Autopilot dirancang pada range kecepatan operasi pesawat yaitu 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk dengan ketinggian 1000 m. Autopilot yang dirancang adalah Roll Attitude Hold, Heading Hold dan Waypoint Following. Autopilot dirancang berdasarkan model linier dalam bentuk state-space. Pengendali yang digunakan adalah pengendali Proportional-Integral-Derivative (PID). Hasil simulasi menunjukkan nilai overshoot/undershoot tidak melebihi 5% dan settling time kurang dari 30 detik jika diberikan perintah step.

Kata kunci : *lateral-direksional; autopilot; PID*

PENGARUH KOMPOSISI AP TERHADAP PROSESIBILITAS SLURRY PROPELAN DENGAN KANDUNGAN ALUMINIUM TINGGI (EFFECTS OF AMMONIUM PERCHLORATE COMPOSITION ON HIGH CONTENT ALUMINIUM PROPELLANT SLURRY) /
Afni Restasari, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya

J. TEKGAN, 15 (2) 2017: 105-114

Sebagai padatan pengisi propelan, Ammonium perklorat (AP) dapat mempengaruhi sifat fluida dari slurry propelan yang penting dalam pencetakan untuk menghasilkan propelan yang homogen. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk menemukan pengaruh komposisi AP (AP halus (APh): AP kasar (APk)) terhadap sifat fluida slurry yang meliputi viskositas, pot life dan indeks pseudoplastisitas. Dalam penelitian ini, dibuat slurry propelan A (APh : APk 1:2), propelan B (APh : APk 1:1), propelan C (APh : APk 3:2) dan propelan D (APh : APk 2:1). Metode yang digunakan meliputi pengukuran viskositas dengan viskometer Brookfield RVT spindle 07 pada 0,3 rpm setiap 15 menit. Sementara, di menit ke-35, viskositas pada 0,3; 0,5 dan 0,6 rpm diukur. Berdasarkan data tersebut, grafik \ln viskositas vs waktu serta viskositas vs shear rate dibuat untuk menentukan persamaan viscosity build-up dan Power Law. Diketahui, nilai viskositas awal propelan dalam jangkauan 11.493 - 52945 P, dengan viskositas terendah dan pot life (13,12 menit) dimiliki oleh propelan A. Sementara, nilai indeks pseudoplastisitas propelan yang jangkauan 0,655 - 0,991, nilai terendahnya ditunjukkan oleh propelan D dan tertingginya ditunjukkan oleh propelan B, yang mana propelan A diketahui tidak sesuai untuk pencetakan dengan teknik vakum. Pada sisi lain, propelan C relatif baik untuk dikembangkan karena memiliki viskositas (17.506 P) dan laju kenaikan viskositasnya (247 P/menit) yang tidak berbeda jauh dengan propelan A, serta indeks pseudoplastisitas (0,972) sesuai untuk pencetakan dengan vakum. Disimpulkan, hubungan antara rasio APh : APk dengan sifat fluida propelan (viskositas, pot life dan pseudoplastisitas beragam oleh karena faktor packing dari partikel - partikel penyusun propelan.

Kata kunci : *Slurry propelan; pseudoplastisitas; viskositas; pot life*

ABSTRAK

EVALUASI KINETIKA DEKOMPOSISI TERMAL PROPELAN KOMPOSIT AP/HTPB DENGAN METODE KISSINGER, FLYNN WALL OZAWA DAN COATS - REDFREN / Wiwiek Utami Dewi

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 115-132

Mekanisme dan kinetika dekomposisi propelan telah diinvestigasi menggunakan DTG/TA dengan tiga jenis metode yang berbeda yaitu Kissinger, Flynn Wall Ozawa dan Coats & Redfern. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui parameter kinetika dekomposisi propelan LAPAN. Propelan yang digunakan memiliki perbedaan komposisi Al dan jenis moda AP. Propelan RUM adalah propelan AP/HTPB. RX 450 adalah AP/HTPB/ Al (bimoda). Sementara itu, RX 1220 adalah AP/HTPB/ Al (trimoda). Pengujian termal berlangsung pada suhu 30 - 400oC dan atmosfer nitrogen berlaju alir 50 ml/menit. Hasil penelitian mengungkapkan bahwa semua jenis propelan terdekomposisi dengan mekanisme F1 (nukleasi acak dengan satu nukleus pada partikel individu). Energi aktivasi propelan berkisar antara 100,876 - 155,156 kJ/mol sementara faktor pre-eksponensial berkisar antara $4,57 \times 10^7$ - $3,46 \times 10^{12}$ /min. Energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A) RX 1220 adalah terendah dari ketiga sampel. Penggunaan jenis AP trimodul menciptakan efek katalitik yang menurunkan besarnya energi aktivasi. Propelan RX 1220 lebih mudah terdekomposisi (lebih mudah bereaksi) daripada propelan RUM dan RX 450.

Kata kunci : DTA; TGA; DTG; dekomposisi; propelan

PENELITIAN TRANSMISIBILITAS ALAT PEREDAM GETARAN PADA MUATAN ROKET RX 550 LAPAN (RESEARCH TRANSMISSIBILITY OF VIBRATION DAMPERS EQUIPMENTS ON ROCKET RX 550 LAPAN) / Agus Budi Djatmiko

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 133-142

Setiap struktur rekayasa seperti halnya pada muatan roket, mempunyai massa dan elastisitas, maka struktur tersebut mempunyai potensi untuk menimbulkan getaran. Pada umumnya terjadinya getaran pada struktur rekayasa adalah tidak diinginkan, oleh karena itu sedapat mungkin getaran tersebut diusahakan untuk diredam. Percepatan pengganggu yang ditimbulkan oleh proses pembakaran pada roket dapat menyebabkan getaran dengan amplitudo yang besar yang mengakibatkan kerusakan pada struktur mutan roket dan alat elektronik yang ada pada muatan roket sehingga tidak dapat bekerja seperti yang diinginkan. Berdasarkan pengalaman, alat elektronik akan mengalami kerusakan jika percepatan pengganggu sebesar 10 g yang bekerja pada roket tidak direduksi. Untuk itu dirancang suatu alat peredam getaran, peralatan tersebut terdiri dari pegas dan damper atau peredam yang disusun sedemikian rupa sehingga muncul efek redaman terhadap getaran. Pada penelitian ini digunakan pegas dengan kekakuan $k = 120.000$ N/m, faktor redaman = 0,0503 dan massa muatan (m) = 10,5 kg, dengan percepatan sebesar 1 G dan frekuensi kerja dari 0 sampai dengan 2000 Hz. Tujuan penelitian transmisibilitas pada alat peredam getaran ini adalah untuk mengetahui besarnya percepatan yang ditransmisikan ke muatan roket. Hasil penelitian alat peredam, pada saat awal percepatan pengganggu atau G force yang ditransmisikan ke muatan roket sebesar 1 g atau $TR = 1$, tetapi setelah melewati resonansi atau didapat G force yang ditransmisikan ke muatan roket sebesar 0,1 g atau $TR = 0,1$ (alat cukup baik). Dari hasil penelitian ini dapat dikatakan bahwa alat peredam dapat digunakan untuk meredam getaran pada muatan roket RX 550.

Kata kunci : Peredam Getaran; Transmisibilitas; muatan roket

PENGARUH KETEBALAN DI TENGAH TABUNG MOTOR ROKET RX 122 YANG PANJANG (THE EFFECT OF THICKNESS IN THE MIDDLE OF RX 122 LONG ROCKET MOTOR TUBE) /Ediwan

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 143-150

Pada perhitungan tabung roket akibat pengaruh tekanan dan temperatur, bila perbandingan antara panjang dan diameter cukup besar, perlu memperhitungkan terjadinya tegangan bending akibat berat dan tegangan buckling akibat ketebalan. Untuk menghindari tegangan tersebut maka bagian tengah tabung harus lebih tebal agar tegangan bagian tengah berkurang, tetapi tidak menimbulkan tegangan yang lebih besar lagi. Analisis yang lebih mendalam tentang tabung dilakukan pada tabung yang cukup panjang yaitu 2000 mm dan diameter 122 mm. Analisis yang dilakukan hanya dari pengaruh tekanan saja pada tabung yang tebalnya sama dan tabung yang tengahnya dipertebal, dengan tujuan untuk melihat pengaruh penebalan bagian tengah tabung tersebut dan sampai ketebalan berapa tabung bagian tengah diizinkan sehingga akibat terjadinya bending dan buckling dapat diabaikan.

Kata kunci : *tabung roket; pengaruh tekanan*

KARAKTERISTIK RAW MATERIAL EPOXY RESIN TIPE BQTN-EX 157 YANG DIGUNAKAN SEBAGAI MATRIK PADA KOMPOSIT (THE CHARACTERISTICS OF RAW MATERIAL BQTN-EX 157 EPOXY RESIN USED AS COMPOSITES MATRIX)/Sri Rahayu, Mabe Siahaan

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 151-160

Tujuan dari penelitian adalah mendapatkan karakterisasi raw material resin yang digunakan sebagai matrik pada komposit. Resin adalah material polimer yang kaku atau semi kaku pada suhu kamar, sedangkan epoxy resin adalah kelas sistem ikatan kimia organik yang digunakan dalam preparat lapisan khusus atau perekat. Penelitian ini melaporkan pengaruh komposisi resin epoxy BQTN-EX 157 dengan hardener terhadap sifat mekanik, fisis, dan kimia. Untuk itu, sampel dibuat dengan variasi komposisi campuran (fraksi volume) antara epoxy resin dengan hardener 2:1/4, 2:1/2, 2:3/4, dan 2:1. Kemudian campuran dicetak menjadi lembaran plat selama 7 hari, setelah itu lembaran plat dibentuk menjadi spesimen uji. Selanjutnya spesimen diuji kuat tariknya (ou) dengan Universal Testing Machines (UTM) seri AND RTF-2410, densitasnya (ρ) dengan densitometer seri FH-MD200, dan group molekulernya dengan FTIR seri IRPrestige-21. Secara berturut-turut, nilai rata-rata kuat tarik terendah dan tertinggi adalah 16.4872 dan 57.9254 MPa yang dihasilkan pada komposisi campuran 2 : 1/4 dan 2 : 1, nilai rata-rata densitas terendah 1.1065 g/cc dan tertinggi 1.1430 g/cc pada komposisi campuran 2 : 1 dan 2 : 1/4. Selanjutnya nilai frekuensi penyerapan terjadi pada 1050 ~ 1700 cm⁻¹ dan pada daerah frekuensi ini terjadi pembentukan peak C-O dan C=C terendah dan tertinggi. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa jika jumlah fraksi volume dari hardener semakin banyak dicampur dengan resin epoxy akan meningkatkan kuat tarik; menurunkan densitas, dan menghasilkan pembentukan senyawa C-O dan C=C.

Kata kunci : *epoxy resin, hardener, fraksi volume, ultimate tensile strength, densitas*

ABSTRAK

VERIFICATION OF SCHRENK METHOD FOR WING LOADING ANALYSIS OF SMALL UNMANNED AIRCRAFT USING NAVIER-STOKES BASED CFD SIMULATION (VERIFIKASI METODE SCHRENK DENGAN SIMULASI CFD BERBASIS PERSAMAAN NAVIER-STOKES DALAM ANALISIS PEMBEBANAN SAYAP PESAWAT UDARA NIRAWAK KELAS RINGAN)/ Arifin Rasyadi Soemaryanto, Nurhayyan H Rosid

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 161-166

Prediksi dari beban aerodinamika yang terjadi pada sayap menjadi salah satu tahap yang penting dalam analisis struktur perancangan pesawat. Beberapa metode telah digunakan untuk mengestimasi besarnya beban aerodinamika pada sayap. Metode Schrenk umum digunakan untuk estimasi cepat perhitungan besar distribusi gaya angkat di sepanjang sayap. Guna mencapai tingkat akurasi yang tinggi dari prediksi aerodinamika, simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan berbasis persamaan Navier-Stokes dapat digunakan. Pesawat nirawak LSU dipilih untuk merepresentasikan analisis aerodinamika pada pesawat nirawak dengan konfigurasi *twin-tailboom pusher*. Fokus dari studi yang dilakukan adalah untuk memverifikasi dari metode pendekatan dari Schrenk dengan menggunakan metode yang memiliki akurasi tinggi seperti simulasi CFD. Tujuan dari studi adalah untuk menghitung distribusi gaya angkat sepanjang sayap dan menentukan seberapa besar *error* dari kedua metode.

Kata kunci : *beban aerodinamis, CFD, pesawat udara tanpa awak*

APLIKASI PERANGKAT LUNAK SISTEM AKUISISI KECEPATAN REACTION WHEEL (SOFTWARE APPLICATION OF REACTION WHEEL SPEED ACQUISITION SYSTEM)/ Harry Septanto

J. TEKGAN, 15 (2) 2017 : 167-178

Kegiatan alih teknologi melalui *reverse engineering* merupakan upaya yang dilakukan oleh negara berkembang dalam rangka memperkecil jarak ketimpangan dari negara maju dalam hal teknologi, termasuk teknologi satelit. Melakukan pengukuran dan akuisisi data dalam rangka mengurai informasi desain suatu komponen satelit adalah tahap pertama proses *reverse engineering*. Makalah ini melaporkan hasil penelitian mengenai pengembangan perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan *wheel* dari sebuah aktuator satelit yang disebut *reaction wheel unit*. Dalam aspek fase pengembangan satelit, sistem akuisisi data ini dapat digunakan sebagai perangkat pengujian untuk verifikasi di tingkat komponen. Data kecepatan *wheel*, yang diperoleh dari eksperimen yang dilakukan, ditampilkan dengan grafik respon transien. Berdasarkan analisis atas data tersebut, sistem akuisisi data yang dikembangkan menjanjikan untuk digunakan dalam rangka pengukuran karakteristik dinamik *reaction wheel* sebagai upaya mengurai informasi desainnya. Selain itu, analisis yang telah dilakukan merepresentasikan bagian dasar dari tahap verifikasi di tingkat komponen. Hal ini menunjukkan bahwa sistem akuisisi data ini menjanjikan untuk digunakan sebagai perangkat pengujian di dalam fase pengembangan satelit.

Kata kunci : *perangkat lunak, sistem akuisisi data, reaction wheel, respon transien*

PERANCANGAN AUTOPILOT LATERAL-DIREKSIONAL PESAWAT NIRAWAK LSU-05 (THE DESIGN OF THE LATERAL-DIRECTIONAL AUTOPILOT FOR THE LSU-05 UNMANNED AERIAL VEHICLE)

Muhammad Fajar^{1,*}), Ony Arifianto^{*)}**

***) Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara
Institut Teknologi Bandung**

Jl. Ganesha No. 10, Bandung 40132 Indonesia

****) Pusat Teknologi Penerbangan**

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

¹e-mail: muhammad.fajar@lapan.go.id

Diterima 15 September 2017; Direvisi 27 Oktober 2017; Disetujui 21 Desember 2017

ABSTRACT

The autopilot on the aircraft is developed based on the mode of motion of the aircraft i.e. longitudinal and lateral-directional motion. In this paper, an autopilot is designed in lateral-directional mode for LSU-05 aircraft. The autopilot is designed at a range of aircraft operating speeds of 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s, and 30 m/s at 1000 m altitude. Designed autopilots are Roll Attitude Hold, Heading Hold and Waypoint Following. Autopilot is designed based on linear model in the form of state-space. The controller used is a Proportional-Integral-Derivative (PID) controller. Simulation results show the value of overshoot / undershoot does not exceed 5% and settling time is less than 30 second if given step command.

Keywords: *lateral-directional, autopilot, PID*

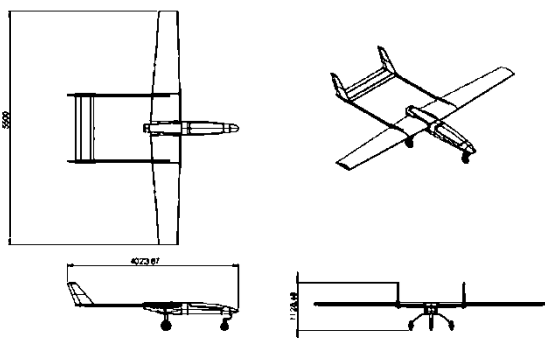
ABSTRAK

Autopilot pada pesawat dikembangkan berdasarkan pada modus gerak pesawat yaitu modus gerak longitudinal dan *lateral-directional*. Pada makalah ini, dirancang *autopilot* pada modus gerak *lateral-directional* untuk pesawat LSU-05. *Autopilot* dirancang pada *range* kecepatan operasi pesawat yaitu 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk dengan ketinggian 1000 m. *Autopilot* yang dirancang adalah *Roll Attitude Hold*, *Heading Hold* dan *Waypoint Following*. *Autopilot* dirancang berdasarkan model linier dalam bentuk *state-space*. Pengendali yang digunakan adalah pengendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID). Hasil simulasi menunjukkan nilai *overshoot/undershoot* tidak melebihi 5% dan *settling time* kurang dari 30 detik jika diberikan perintah *step*.

Kata kunci: *lateral-directional*, *autopilot*, *PID*

1 PENDAHULUAN

LSU-05 adalah pesawat tanpa awak yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan dengan harapan dapat membawa *payload* hingga 30 kg dengan berat *take-off* maksimum (MTOW) sebesar 75 kg. Pesawat ini memiliki bentang sayap sepanjang 5,5 m dengan luas 3,49 m² (Tim LSU-05, 2014). Pesawat ini merupakan bagian dari *roadmap* penelitian dan pengembangan pesawat tanpa awak Pusat Teknologi Penerbangan hingga tahun 2019 (Pustekbang, 2017). Gambar empat sisi dari pesawat LSU-05 dapat dilihat pada Gambar 1-1.



Gambar 1-1: Gambar empat sisi LSU-05. (Tim LSU-05, 2014)

Pemodelan dinamika pesawat terbang banyak dijelaskan pada beberapa referensi baik dinamika longitudinal maupun dinamika *lateral-directional* (Nelson, 1998; Allerton, 2009; Etkin, 1996). Dijelaskan dalam buku-buku tersebut bagaimana penurunan persamaan gerak pesawat, *triming*, kestabilan statik dan

dinamik, turunan kestabilan, kendali buatan untuk kestabilan (Etkin, 1996), hingga kendali otomatis (Nelson, 1998; Allerton, 2009).

Sistem kendali PID dijelaskan cukup detail pada referensi (Ogata, 2010). Beberapa metode lain dijelaskan dengan cukup rinci seperti metode *root-locus*, metode *Frequency-Response* (Nyquist, Bode, Nichols, dsb). Metoda desain sistem kendali dalam bentuk *state-space* seperti metode *pole-placement*, *observers*, *quadratic optimal regulator*, dan sistem kendali *robust* juga dijelaskan pada buku tersebut.

Sistem kendali PID masih digunakan pada sistem *autopilot* UAV (Kada, 2011; Eko, 2013; Sufendi, 2013). Selain sistem kendali PID, yang banyak dikembangkan di dunia adalah sistem kendali *hybrid* yang merupakan gabungan dari beberapa sistem kendali seperti *neural network* – PID, *neural network* – *fuzzy logic*, *fuzzy logic* – PID, dsb. Selain itu, metode-metode tersebut juga dibandingkan satu dengan lainnya dan hasilnya dapat saling melengkapi. (Goutami, 2016; Nair, 2015).

Perhitungan aerodinamika pesawat dapat menggunakan berbagai perangkat seperti *Athena Vortex Lattice* (AVL) (Drela, 2017). Dengan mengetahui geometri pesawat dan geometri bidang kendali pesawat, AVL dapat memberikan keluaran koefisien-koefisien aerodinamika yang diperlukan dalam pemodelan pesawat yang akan dianalisis dinamikanya dan

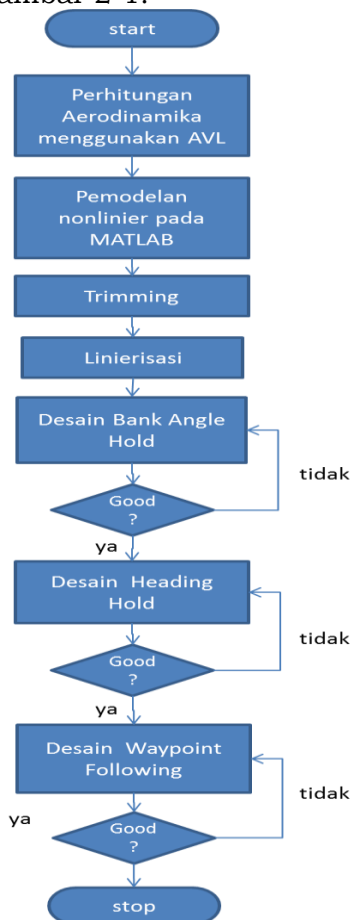
dikendalikan baik secara otomatis maupun manual.

2 METODOLOGI

Model dinamika pesawat LSU-05 dinyatakan dalam bentuk persamaan non-linier yang disederhanakan pada matra gerak *lateral-directional*. Model aerodinamika yang digunakan adalah model linier menggunakan *Athena Vortex Lattice Method* (AVL) (Drela, 2017), data ini mungkin akan berbeda dengan hasil uji terbang pesawat. Perancangan *autopilot* didasarkan pada model hasil linierisasi. Sistem kendali menggunakan PID. Sistem propulsi, aktuator, dan sensor tidak dimodelkan dalam desain dan simulasi *autopilot*. Gangguan eksternal juga tidak dimodelkan.

2.1 Diagram Alir Perancangan Autopilot

Diagram alir perancangan sistem *lateral-directional autopilot* dapat dilihat pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1: Diagram alir perancangan sistem *lateral-directional autopilot*

Setiap *autopilot* yang dirancang harus memenuhi kriteria desain sebagai berikut:

- *Overshoot/undershoot* tidak melebihi 5 %
- *Settling time* tidak melebihi 30 detik

2.2 Persamaan Gerak Pesawat Udara

Persamaan gerak pesawat dapat disederhanakan menjadi dua modus gerak yaitu gerak longitudinal dan gerak *lateral-directional*, dengan asumsi bahwa kedua modus gerak tersebut tidak saling mempengaruhi satu dengan lainnya (Duhri, 2016). Persamaan gerak *lateral-directional* dapat dituliskan sebagai berikut:

$$Y + Mg \sin \phi = M(\dot{v}) \tag{2-1}$$

$$l = I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + qr(I_z - I_y) - I_{xz}pq \tag{2-2}$$

$$n = -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} + pq(I_y - I_x) + I_{xz}qr \tag{2-3}$$

$$\dot{\phi} = p \tag{2-4}$$

$$\dot{\psi} = r \sec \theta_0 \tag{2-5}$$

Dari persamaan gerak tersebut, dapat dilakukan *trimming* pada kecepatan 15 m/dtk, 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk pada kondisi terbang jelajah. Linierisasi persamaan gerak pesawat dilakukan pada setiap kondisi *trim* tersebut dengan berbagai asumsi bahwa pesawat bergerak dengan gangguan yang sangat kecil atau sering disebut *Small-Disturbance theory* (Nelson, 1998; Etkin, 1996). Linierisasi persamaan gerak tersebut dapat direpresentasikan ke dalam matriks *state-space* sebagai berikut:

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u} \tag{2-6}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g \cos \theta_0 \\ l_v & l_p & l_r & 0 \\ n_v & n_p & n_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta a} & Y_{\delta r} \\ l_{\delta a} & l_{\delta r} \\ n_{\delta a} & n_{\delta r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta a \\ \delta r \end{bmatrix} \tag{2-7}$$

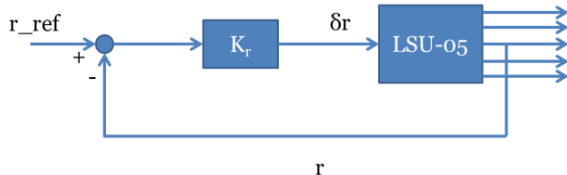
Dimana \bar{x} adalah vektor *state*, \bar{u} adalah vektor kendali, sedangkan A dan B adalah matriks sistem. Matriks A adalah matriks *state*, sedangkan matriks B adalah matriks kendali. Penurunan persamaan menjadi model *state-space* dapat dilihat pada referensi (Nelson, 1998; Etkin, 1996).

2.3 Lateral-directional Autopilot

Sistem *lateral-directional autopilot* yang dirancang pada makalah ini adalah *Roll Attitude Hold*, *Heading Hold*, dan *Waypoint Following*. Dirancang juga sistem kestabilan buatan *Yaw Damper* untuk menambah kestabilan pada gerak *lateral-directional*.

2.3.1 Yaw damper

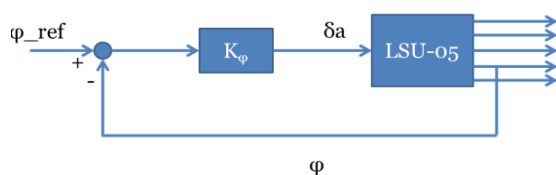
Yaw damper merupakan suatu sistem kestabilan buatan untuk mengendalikan *yaw rate* (r). Sistem ini digunakan untuk meredam gerakan *dutch roll*. Sistem ini dirancang dengan mengumpambalikan *yaw rate* (r) dengan bidang kendali *rudder* (δ_r) yang digunakan sebagai input. Desain *yaw damper* dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Rancangan *yaw damper*

2.3.2 Roll attitude hold

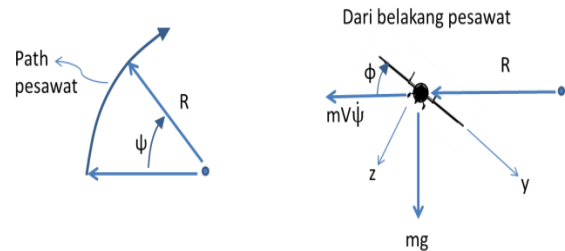
Roll attitude hold adalah sistem *autopilot* untuk menjaga pesawat pada sudut *bank* tertentu. Sudut *bank* (ϕ) diumpambalikan untuk kemudian sistem mengendalikan defleksi *aileron* (δ_a) agar sudut *bank* sesuai yang diinginkan. Desain *roll attitude hold* dapat dilihat pada gambar berikut.



Gambar 2-3: Rancangan *roll attitude hold*

2.3.3 Heading hold

Heading hold merupakan sistem *autopilot* untuk menjaga pesawat menuju arah *heading* tertentu. Untuk melakukan gerakan ini pesawat harus melakukan manuver *bank*. Sehingga gerakan ini merupakan gerakan berbelok yang terkoordinasi dengan *angular rate* ($\dot{\psi}$) tertentu. Ilustrasi gerakan tersebut dapat dilihat pada Gambar 2-4.



Gambar 2-4: Ilustrasi gerakan *heading* pesawat

Berdasarkan gambar di atas (kanan), penjumlahan pada sumbu y adalah $mV\dot{\psi} \cos \phi = mg \sin \phi$ atau dapat dituliskan sebagai berikut:

$$\tan \phi = \frac{V\dot{\psi}}{g} \tag{2-8}$$

Karena sudut *bank* diasumsikan sangat kecil maka diperoleh sudut *bank* untuk *angular rate* tertentu:

$$\phi \approx \frac{V\dot{\psi}}{g} \tag{2-9}$$

Misalkan sudut *heading* yang diinginkan adalah ψ_d dan *heading* pesawat (ψ) harus mengikuti ψ_d relatif pada waktu tertentu (T), maka:

$$\tau\dot{\psi} + \psi = \psi_d \tag{2-10}$$

sehingga diperoleh:

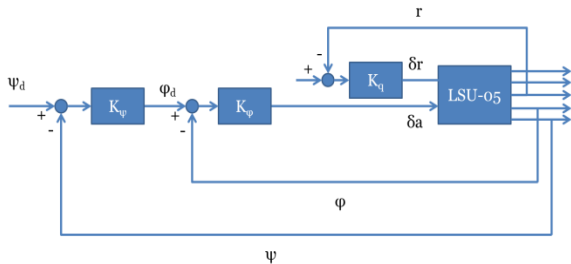
$$\dot{\psi} = \frac{1}{T}(\psi_d - \psi) \tag{2-11}$$

Dari persamaan (2-9) dan persamaan (2-11), maka dapat diperoleh sudut *bank* yang diperlukan untuk

memenuhi *heading* pesawat yang diinginkan.

$$\dot{\varphi}_d = \frac{V}{g} \dot{\psi} = \frac{V}{gT} (\psi_d - \psi) \quad (2-12)$$

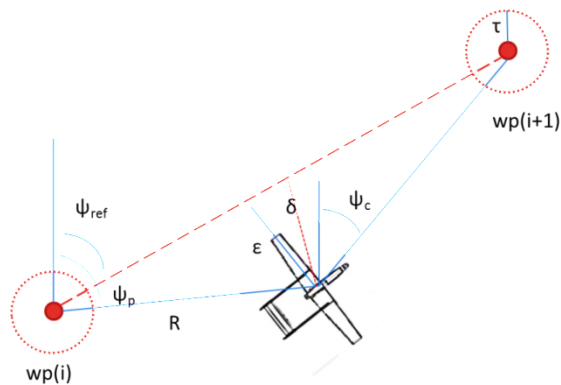
Heading hold didesain menggunakan *bank hold* dan *yaw damper*. Desain dari *heading hold* adalah sebagai berikut.



Gambar 2-4: Rancangan *heading hold*

2.3.4 Waypoint following

Waypoint following merupakan sistem *autopilot* berbasis navigasi untuk mengendalikan pesawat agar mengikuti *waypoint* yang telah ditentukan. Sistem ini memberikan perintah arah *heading* berdasarkan posisi pesawat terhadap *waypoint* yang akan dituju. Ilustrasi pergerakan pesawat dari satu *waypoint* ke *waypoint* yang ditentukan dapat dilihat pada Gambar 2-5.



Gambar 2-5: Ilustrasi gerakan pesawat dari suatu *waypoint* ke *waypoint* lainnya

Dari Gambar 2-5 di atas, dapat diketahui bahwa nilai *cross-track error* (ϵ) yang merupakan simpangan pesawat terhadap jalur $wp(i)$ dan $wp(i+1)$ adalah:

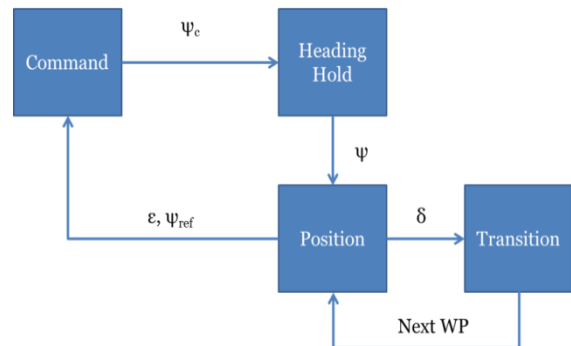
$$\epsilon = R \sin(\psi_p - \psi_{ref}) \quad (2-13)$$

Nilai δ merupakan jarak acuan pesawat untuk berbelok, nilai ini akan divariasikan untuk memperoleh jalur yang diinginkan. Sedangkan τ merupakan nilai ambang batas jarak pesawat terhadap *waypoint* yang dituju. Perintah *heading* pesawat ψ_c ditentukan berdasarkan nilai *cross-track error* (ϵ) dibandingkan dengan nilai δ yang dipilih. Besaran *heading* pesawat ψ_c ditentukan sebagai berikut:

- Jika $|\epsilon| > \delta$ maka
$$\psi_c = \psi_{ref} - \text{sign}(\epsilon) \frac{\pi}{2} \quad (2-14)$$

- Jika $|\epsilon| \leq \delta$ maka
$$\psi_c = \psi_{ref} - \frac{\epsilon \pi}{\delta 2} \quad (2-15)$$

Tanda positif dan negatif ditentukan berdasarkan posisi *cross-track error*. Jika pesawat berada di sebelah kanan jalur terbang maka tandanya adalah negatif, sebaliknya jika pesawat berada di sebelah kiri jalur terbang maka tandanya adalah positif. Desain Simulink untuk *waypoint following* dapat dilihat pada Gambar 2-6.



Gambar 2-6: Desain Simulink untuk *waypoint following*

Desain Simulink untuk *waypoint following* seperti ditunjukkan Gambar 2-6, terdiri dari empat subsistem yaitu *psi_command*, *position*, *transition_logic*, dan *heading_hold*. Subsistem *psi_command* merupakan subsistem untuk memberikan perintah *heading* pesawat. Perintah *heading* ini sesuai dengan persamaan (2-14) dan persamaan (2-15). Subsistem *position* merupakan subsistem untuk melakukan perhitungan posisi relatif pesawat terhadap *waypoint*. Subsistem

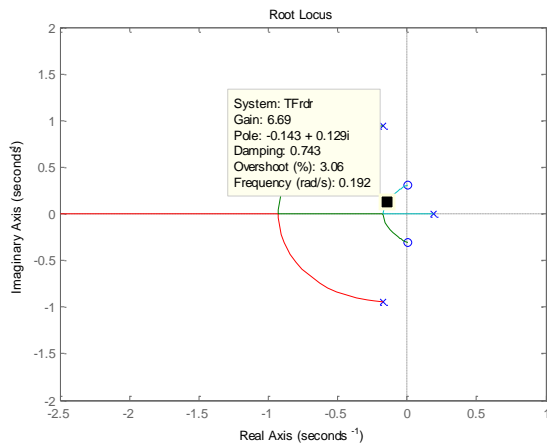
transition_logic merupakan subsistem untuk menentukan perpindahan *waypoint* ke *waypoint* berikutnya. Sedangkan subsistem *heading_hold* merupakan subsistem *autopilot heading hold*.

3 HASIL PEMBAHASAN

Rancangan sistem *autopilot* diimplementasikan pada Matlab dan *Simulink* untuk mengetahui respon dari pesawat terhadap *autopilot* yang dirancang. Penggambaran *root locus* dilakukan dengan perintah 'rlocus' pada Matlab. Nilai *gain* dipilih sesuai target desain pada setiap *root locus* yang digambarkan. Desain setiap *autopilot* disimulasikan menggunakan *Simulink* sesuai dengan nilai *gain* yang telah dipilih.

3.1 Simulasi dan Analisis Yaw Damper

Gain umpan balik ditentukan dengan metoda *root locus* dengan melihat input *rudder* (δ_r) dan output *yaw rate* (r). *Root locus yaw rate* terhadap *rudder* dapat dilihat pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: *Root locus yaw rate* (r) terhadap *rudder* (δ_r) pada kecepatan 30 m/dtk

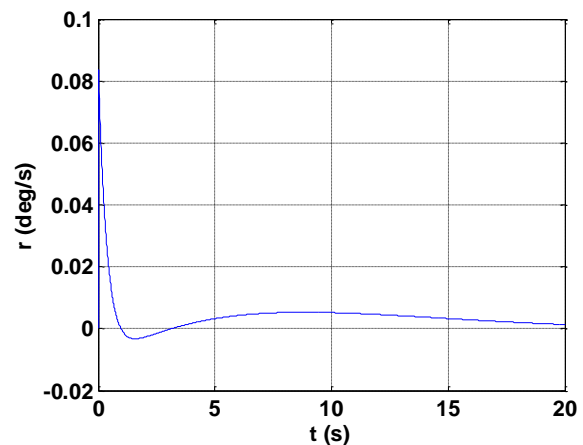
Berdasarkan *root locus* pada Gambar 3-1, *pole* untuk modus gerak spiral sebagian berada di sebelah kanan sumbu imajiner. Pemilihan *gain* dilakukan pada *pole* spiral yang berada pada sisi kiri sumbu imajiner. *Gain* dipilih dengan *damping* berkisar antara 0,7 dan 0,8. *Gain* umpan balik yang dipilih untuk *yaw*

damper pada setiap titik *trim* ditampilkan pada Tabel 3-1.

Tabel 3-1: *GAIN UMPAN BALIK DAN DAMPING TERPILIH UNTUK YAW DAMPER*

Kecepatan (m/dtk)	Gain	Damping
30	3,83	0,769
25	4	0,803
20	4,58	0,815
15	6,69	0,743

Untuk menguji *yaw damper*, diberikan masukan berupa *impulse* terhadap *yaw rate*. Respon *yaw damper* terhadap *impulse* untuk kecepatan *trim* 30 m/dtk ditampilkan pada gambar berikut.

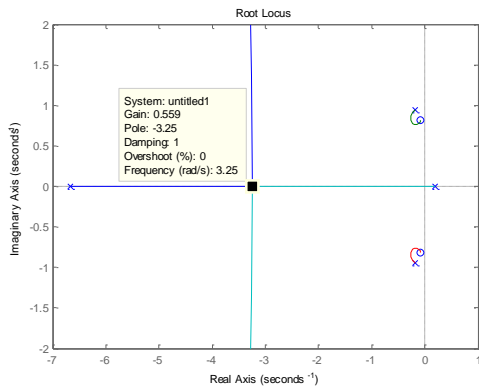


Gambar 3-2: Respon *yaw damper* terhadap *impulse* untuk kecepatan *trim* 15 m/dtk

Berdasarkan respon yang ditunjukkan Gambar 3-2, sistem *yaw damper* yang dirancang dapat meredam *impulse* dengan baik pada kecepatan *trim* 15 m/dtk. Respon yang baik juga ditunjukkan pada kecepatan 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk. Masing-masing titik *trim* dapat meredam *impulse* dalam waktu sekitar 20 detik.

3.2 Simulasi dan Analisis Roll Attitude Hold

Untuk merancang *roll attitude hold*, dilakukan analisis *root locus* sudut *bank* (φ) terhadap *aileron* (δ_a).



Gambar 3-3: Root locus sudut bank (φ) terhadap aileron (δ_a) pada kecepatan 15 m/dtk

Berdasarkan root locus pada Gambar 3-3, gain umpan balik dipilih pada pole spiral yang berada pada sisi kiri sumbu imajiner. Gain yang dipilih untuk roll attitude hold pada setiap titik trim ditampilkan pada Tabel 3-2.

Tabel 3-1: GAIN UMPAN BALIK DAN DAMPING TERPILIH UNTUK PITCH ATTITUDE HOLD

Kecepatan (m/dtk)	Gain	Damping
30	-0,545	1
25	-0,547	1
20	-0,551	1
15	-0,559	1

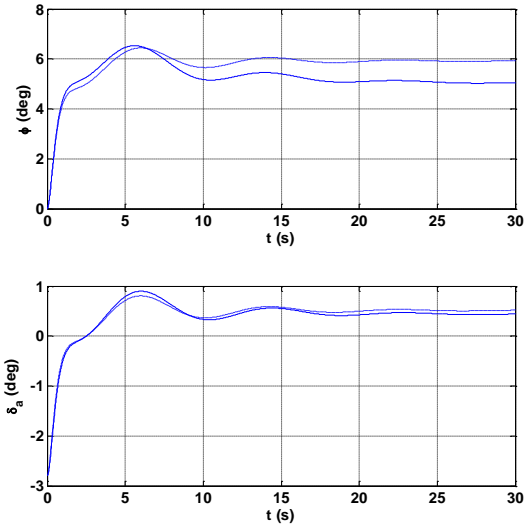
Respon sistem terhadap input step dapat dilihat pada Gambar 3-4.

Gambar 3-4 menunjukkan respon roll attitude hold yang telah dirancang dengan gain kendali proporsional (P) dan gain kendali proporsional integral (PI). Penggunaan gain kendali proporsional pada gambar tersebut (garis putus), masih menghasilkan steady state error hingga 20 %.

Untuk menghilangkan steady state error, maka diperlukan tambahan gain kendali integral (I). Gain integral ditentukan dengan mempersentasikan gain proporsional. Gain integral yang dipilih untuk masing-masing titik trim adalah $K_I=0,1 \cdot K_P$. Respon dari penambahan gain integral dapat dilihat pada Gambar 3-4 (garis solid). Gain yang dipilih untuk masing-masing titik trim masih

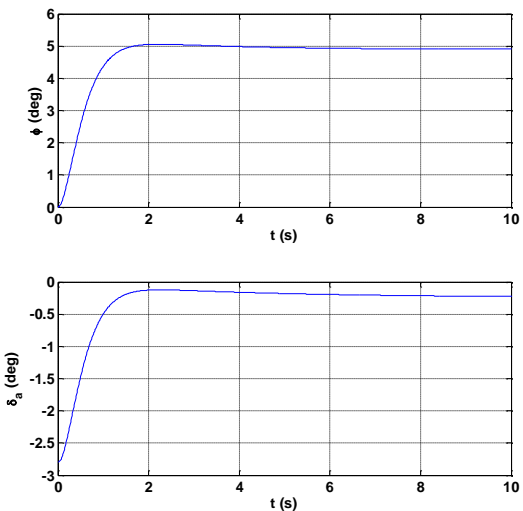
menghasilkan sedikit osilasi dan overshoot yang cukup besar.

Defleksi aileron yang dibutuhkan untuk melakukan bank 5 derajat adalah sekitar -3 derajat. Nilai ini masih berada pada range defleksi aileron pesawat LSU-05.



Gambar 3-4: Respon sistem terhadap input step dengan gain kendali P (garis putus) dan gain kendali PI (garis solid) untuk kecepatan trim 15 m/dtk

Pada bagian sebelumnya telah dirancang yaw damper untuk menambah kestabilan pada pesawat. Sistem ini ditambahkan pada sistem roll attitude hold yang telah dirancang. Berikut adalah hasil simulasi perintah bank 5 derajat dengan tambahan yaw damper.



Gambar 3-5: Respon sistem terhadap input step dengan gain kendali P (garis putus) dan gain kendali PI (garis solid) untuk kecepatan trim 15 m/dtk

Berdasarkan Gambar 3-5, pesawat menunjukkan respon yang baik untuk perintah *bank* 5 derajat. Osilasi dan *overshoot* yang diakibatkan *roll attitude hold* dapat teredam dengan adanya *yaw damper*. Respon *roll attitude hold* pada setiap kecepatan *trim* dapat dilihat pada Tabel 3-2.

Tabel 3-2: RESPON *ROLL ATTITUDE HOLD* PADA SETIAP KECEPATAN *TRIM*

V (m/dtk)	Settling time (detik)	Overshoot (%)
30	0,7814	0,8581
25	0,9237	0,8442
20	1,1274	0,8559
15	1,4306	1,2400

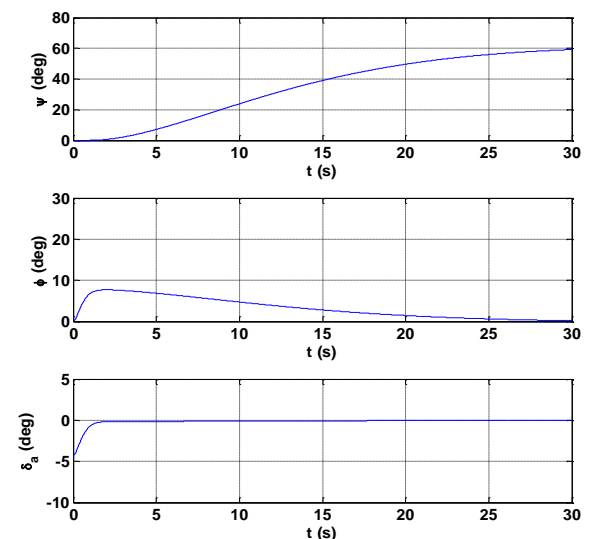
Berdasarkan Tabel 3-2, *settling time* untuk perintah *step* 5 derajat pada setiap kecepatan *trim* kurang dari 1,5 detik dan *overshoot* kurang dari 1,3 %.

3.3 Simulasi dan Analisis Heading Hold

Dari persamaan (2-12), nilai V dan g bernilai konstan, sehingga perlu divariasikan nilai T agar sistem kendali yang dirancang sesuai yang diharapkan. Nilai T yang dipilih untuk kecepatan 30 m/dtk, 25 m/dtk, 20 m/dtk dan 15 m/dtk berturut-turut adalah 7, 8, 9, dan 12. Nilai ini ditentukan berdasarkan perubahan kecepatan. Semakin rendah kecepatan maka semakin lama waktu untuk menuju sudut *heading* tertentu. Hasil simulasi perintah *heading* 60 derajat dapat dilihat pada Gambar 3-6.

Pada Gambar 3-6 dapat dilihat bahwa untuk melakukan *heading* 60 derajat pada kecepatan 15 m/dtk diperlukan sudut *bank* hingga 7,7 derajat.

Defleksi *aileron* yang dibutuhkan sekitar -4 derajat. Pada kecepatan 20 m/dtk, 25 m/dtk, dan 30 m/dtk diperlukan sudut *bank* berturut-turut sebesar 13,6 derajat; 19,2 derajat; dan 26,4 derajat. Semakin tinggi kecepatan semakin besar sudut *bank* yang dibutuhkan. Pada kecepatan 30 m/dtk, dibutuhkan sudut *bank* yang cukup besar. Hal ini dapat menyebabkan pesawat berada pada kondisi *stall*. Manuver *heading* sebaiknya dilakukan pada kecepatan yang tidak terlalu tinggi untuk menghindari terjadinya *stall* yang diakibatkan oleh besarnya sudut *bank* yang dibutuhkan.



Gambar 3-6: Perintah heading 60 derajat pada kecepatan 15 m/dtk

Respon *heading hold* pada setiap kecepatan *trim* dapat dilihat pada Tabel 3-3. Semakin rendah kecepatan pesawat, dibutuhkan *settling time* yang lebih lama dibandingkan dengan kecepatan yang lebih tinggi. *Overshoot* yang dihasilkan untuk setiap kecepatan *trim* kurang dari 1,7 %.

Tabel 3-3: RESPON *HEADING HOLD* PADA SETIAP KECEPATAN *TRIM*

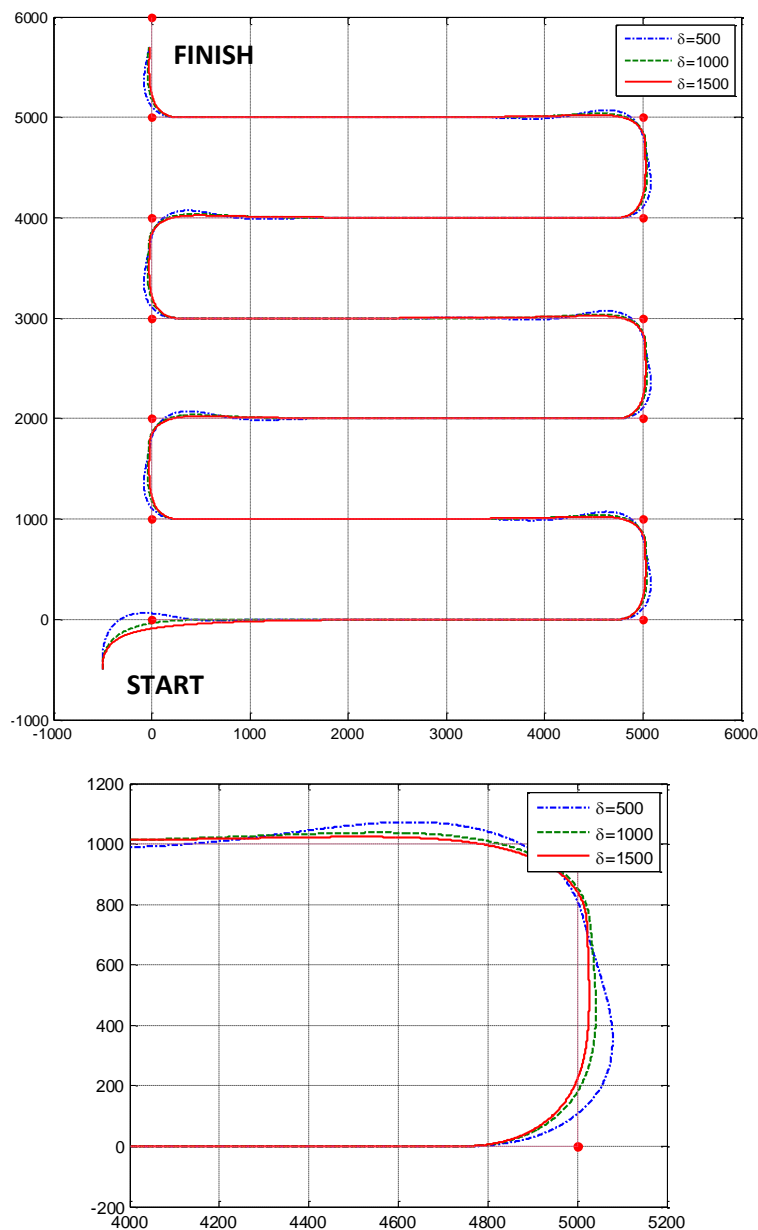
V (m/dtk)	T	Φ_{max} (derajat)	Settling time (detik)	Overshoot (%)
30	7	26,36	16,6833	1,4899
25	8	19,20	19,5292	1,0203
20	9	13,64	21,7066	1,1876
15	12	7,70	29,1002	1,6293

3.4 Simulasi dan Analisis Waypoint Following

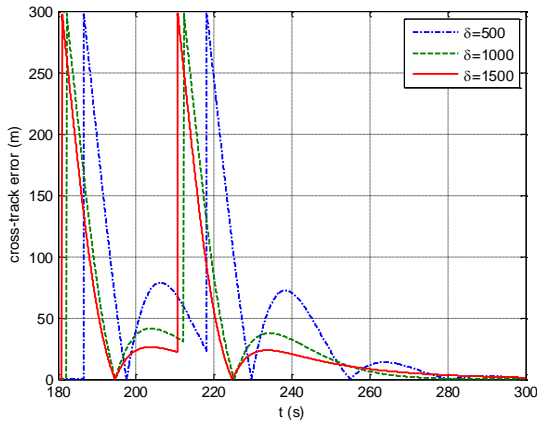
Dilakukan simulasi dengan memvariasikan δ sebesar 500, 1000, dan 1500. Nilai τ ditetapkan sebesar 300. Waypoint ditentukan berjumlah 13 titik dengan lokasi waypoint dan jalur untuk masing-masing variasi δ dapat dilihat pada Gambar 3-7.

Berdasarkan Gambar 3-7, jalur pesawat bergantung kepada nilai δ yang dipilih. Dapat dilihat bahwa pada saat terjadi perpindahan ke waypoint berikutnya, terjadi *error* terhadap lintasan

yang harus dilalui. Setiap nilai δ yang dipilih memiliki *cross-track error* yang berbeda-beda. Nilai *cross-track error* pada saat terjadi perpindahan waypoint untuk masing-masing nilai δ dapat dilihat pada Gambar 3-8. Dapat dilihat bahwa nilai *cross-track error* semakin kecil dengan bertambahnya nilai δ . Nilai $\delta=1500$ memiliki *cross-track error* maksimum paling kecil, yaitu sebesar 27 meter. Untuk nilai $\delta=1000$ dan $\delta=500$, besarnya *cross-track error* berturut-turut 42 meter dan 79 meter.



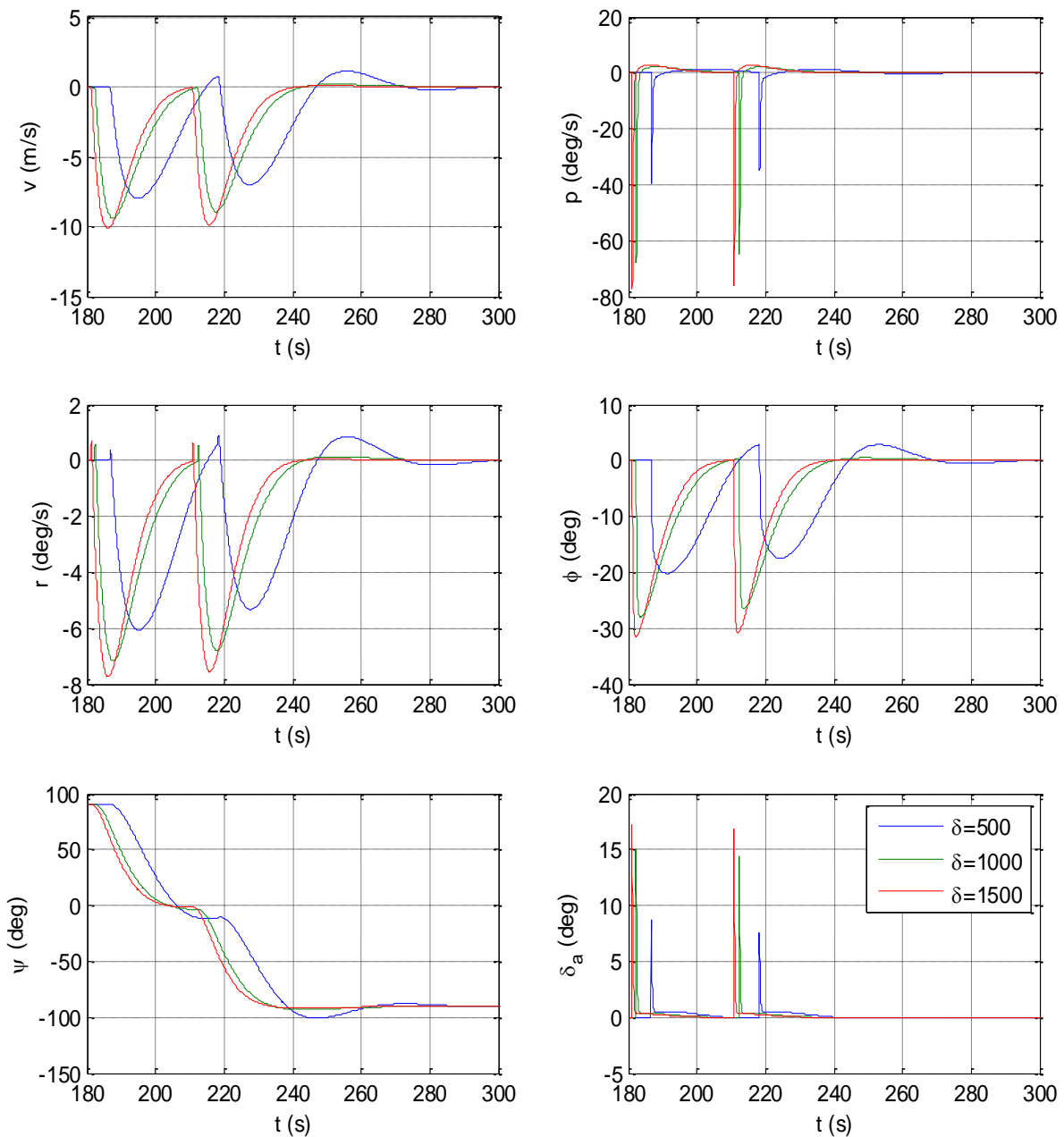
Gambar 3-7: Jalur pesawat untuk δ sebesar 500, 1000, dan 1500, pada seluruh waypoint (atas) dan pada waypoint 2 dan waypoint 3 (bawah)



Gambar 3-8: Cross-track error pada *waypoint 2* dan *waypoint 3*

Respon pesawat pada saat melakukan *waypoint following* dapat dilihat pada Gambar 3-9.

Besarnya sudut *bank* yang diperlukan oleh pesawat untuk melakukan perintah *heading* mengikuti *waypoint* mencapai -30 derajat untuk nilai $\delta=1500$. Diperlukan verifikasi terhadap *flight envelope* dari pesawat LSU-05. Selain itu, dapat dilihat nilai defleksi *aileron* untuk $\delta=1500$ mencapai 17 derajat, sehingga diperlukan verifikasi terhadap defleksi *aileron* maksimal pada pesawat LSU-05.



Gambar 3-9: Respon pesawat pada saat melakukan manuver di *waypoint 2* dan *waypoint 3*

4 KESIMPULAN

Sistem *lateral-directional autopilot* untuk pesawat LSU-05 menunjukkan hasil yang baik dengan menggunakan data *preliminary. Autopilot roll attitude hold* menunjukkan hasil yang baik menggunakan pengendali PI. Dengan *settling time* kurang dari 1,5 detik dan *overshoot* kurang dari 1,3 %. *Heading hold* dirancang berdasarkan sudut *bank* yang diperlukan. *Settling time* untuk setiap kecepatan kurang dari 30 detik, dan *overshoot* kurang dari 1,7 %. Pada *waypoint following*, nilai $\delta=1500$ memiliki *cross-track error* maksimum paling kecil, yaitu sebesar 27 meter, sedangkan nilai $\delta=1000$ dan $\delta=500$, besarnya *cross-track error* berturut-turut 42 meter dan 79 meter.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo, Bapak Agus Aribowo, Bapak Mujtahid, dan Tim LSU-05 atas bantuan dan bimbingannya dalam penulisan makalah ini.

PERNYATAAN PENULIS

Isi dalam makalah ini sepenuhnya menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR RUJUKAN

- Allerton, D., 2009. *Principles of Flight Simulation*, John Wiley & Sons Ltd, West Sussex. ISBN: 978-0-470-75436-8.
- Duhri, R. A. dan Sasongko, R. A., 2016. *Development of Generic Flight Dynamic Mathematical Model for Aircraft Flight Simulation and Analysis*. Advance in Aerospace Science and Technology in Indonesia, Vol. I, 144-158.
- Eko Budi Purwanto, dkk, 2013, *Pemodelan dan Simulasi Sistem Kendali Proportional Integral Derivative untuk Kestabilan Dinamika Terbang*, Majalah Sains dan Teknologi Dirgantara Vol. 8 No. 2, 48-59.
- Etkin, B. dan Reid, L. D., 1996. *Dynamics of Flight Stability and Control*, John Wiley & Sons Inc. ISBN: 0-471-03418-5.
- Gouthami, E., dan Rani, M.A., 2016. *Modeling of an Adaptive Controller for an Aircraft Roll Control System using PID, Fuzzy-PID and Genetic Algorithm*. IOSR Journal of Electronics and Communication Engineering (IOSR-JECE) Volume 11, Issue 1, Ver.II, 15-24.
- Kada, B. dan Ghazzawi, Y., 2011. *Robust PID Controller Design for an UAV Flight Control System*, Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science Vol II, WCECS, October 19-21, San Francisco, USA. ISBN: 978-988-19251-7-6.
- Mark Drela, AVL. URL <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>. Diakses: 14 February 2017.
- Nair, M.P. dan Harikumar, R., 2015. *Longitudinal Dynamics Control of UAV*, International Conference on Control, Communication & Computing India (ICCC), 19-21 November.
- Nelson, R. C., 1998. *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, New York. ISBN: 0-07-046218-6.
- Ogata, K., 2010. *Modern Control Engineering*, Prentice Hall, New Jersey. ISBN: 0-13-615673-8.
- Pustekbang, LSU-05, LAPAN. URL <http://pustekbang.lapan.go.id>. Diakses: 20 Januari 2017.
- Sufendi, dkk, 2013. *Design and Implementation of Hardware-In-The-Loop-Simulation for UAV Using PID Control Method*, International Conference on Instrumentation, Communications, Information Technology, and Biomedical Engineering (ICICI-BME), November 7-8, Bandung.
- Tim LSU-05, 2014. *Progress Report LAPAN Surveillance UAV (LSU) 05*, Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Bogor.

PENGARUH KOMPOSISI AP TERHADAP PROSESIBILITAS SLURRY PROPELAN DENGAN KANDUNGAN ALUMINIUM TINGGI (EFFECTS OF AMMONIUM PERCHLORATE COMPOSITION ON HIGH CONTENT ALUMINIUM PROPELLANT SLURRY)

Afni Restasari¹, Rika Suwana Budi, Kendra Hartaya
Pusat Teknologi Roket
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Raya LAPAN No. 2, Mekarsari, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia
¹e-mail: afni.restasari@lapan.go.id

Diterima 8 Desember 2016; Direvisi 11 Desember 2017; Disetujui 12 Desember 2017

ABSTRACT

As propellant solid contents, Ammonium perchlorate (AP) affect the fluid characteristics of propellant slurry that are important in mixing and casting process to produce homogenous solid propellant. Therefore, this research aims to find out the effects of Ammonium perchlorate compositions (fine AP (AP_h) : coarse AP (AP_k)) on the slurry's fluid characteristics which are viscosity, pot life, and pseudoplasticity index. In this research, propellant A ($AP_h : AP_k$ 1:2), propellant B ($AP_h : AP_k$ 1:1), propellant C ($AP_h : AP_k$ 3:2), and propellant D ($AP_h : AP_k$ 2:1) were made. The methods include the measurement of viscosity by using Brookfield RVT viscometer spindle 07 at 0,3 rpm every 15 minutes. While, at 35th minute, the viscosity at 0,3; 0,5 and 0,6 rpm were measured. Based on the data of viscosity, graphs of \ln viscosity vs time as well as viscosity vs shear rate were made to determine the equations of viscosity build-up and Power Law. It is known that the initial viscosity of propellants are 11,493 – 52945 P. The lowest viscosity and pot life (13,12 minutes) are shown by propellant A. While, pseudoplasticity index of propellants are 0,655 – 0,991. The lowest point is shown by propellant D and the highest point is shown by propellant B. Based on this index, propellant A is not suitable to be casted in vacuum. On the other hand, propellant C is relatively suitable to be improved because its viscosity (17,506 P) and rate of increasing viscosity (247 P/minute) are not much different from propellant A. In addition, its pseudoplasticity index (0,972) is suitable for vacuum casting. The conclusion is that the correlation between $AP_h : AP_k$ and fluid characteristics of of propellant slurry (viscosity, pot life and pseudoplasticity are various because of packing factor of particles in propellant composition.

Keywords: *propellant slurry, pseudoplasticity, viscosity, pot life*

ABSTRAK

Sebagai padatan pengisi propelan, Ammonium perklorat (AP) dapat mempengaruhi sifat fluida dari *slurry* propelan yang penting dalam pencetakan untuk menghasilkan propelan yang homogen. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk menemukan pengaruh komposisi AP (AP halus (AP_h): AP kasar (AP_k)) terhadap sifat fluida *slurry* yang meliputi viskositas, *pot life* dan indeks pseudoplastisitas. Dalam penelitian ini, dibuat *slurry* propelan A (AP_h : AP_k 1:2), propelan B (AP_h : AP_k 1:1), propelan C (AP_h : AP_k 3:2) dan propelan D (AP_h : AP_k 2:1). Metode yang digunakan meliputi pengukuran viskositas dengan viskometer Brookfield RVT *spindle* 07 pada 0,3 rpm setiap 15 menit. Sementara, di menit ke-35, viskositas pada 0,3; 0,5 dan 0,6 rpm diukur. Berdasarkan data tersebut, grafik *ln* viskositas vs waktu serta viskositas vs *shear rate* dibuat untuk menentukan persamaan *viscosity build-up* dan *Power Law*. Diketahui, nilai viskositas awal propelan dalam jangkauan 11.493 – 52945 P, dengan viskositas terendah dan *pot life* (13,12 menit) dimiliki oleh propelan A. Sementara, nilai indeks pseudoplastisitas propelan yang jangkauan 0,655 – 0,991, nilai terendahnya ditunjukkan oleh propelan D dan tertingginya ditunjukkan oleh propelan B, yang mana propelan A diketahui tidak sesuai untuk pencetakan dengan teknik vakum. Pada sisi lain, propelan C relatif baik untuk dikembangkan karena memiliki viskositas (17.506 P) dan laju kenaikan viskositasnya (247 P/menit) yang tidak berbeda jauh dengan propelan A, serta indeks pseudoplastisitas (0,972) sesuai untuk pencetakan dengan vakum. Disimpulkan, hubungan antara rasio AP_h : AP_k dengan sifat fluida propelan (viskositas, *pot life* dan pseudoplastisitas) beragam oleh karena faktor *packing* dari partikel – partikel penyusun propelan.

Kata kunci: *slurry propelan, pseudoplastisitas, viskositas, pot life*

1 PENDAHULUAN

Propelan padat komposit merupakan padatan bahan bakar roket yang dihasilkan dari pencetakan *slurry* (bubur) propelan. *Slurry* propelan komposit adalah suspensi koloid dari padatan, seperti Aluminium *powder* dan Ammonium perklorat (AP), dalam pengikat polimerik seperti poliuretan yang terbentuk dari *Hydroxy terminated polybutadiene* (HTPB) dan Toluena diisosiyanat (TDI) (Manu, 2009).

Propelan yang baik memiliki hubungan yang konsisten antara komposisi dan nilai spesifik impuls (Isp). Konsistensi ini tercapai apabila homogenitas propelan tercapai. Salah satu faktor yang dapat diusahakan dalam mencetak propelan yang homogen adalah prosesibilitas propelan yang ditentukan oleh pengisi padatan seperti Aluminium dan AP. Mengembangkan prosesibilitas propelan pada komposisi Aluminium yang optimum ialah penting untuk dilakukan karena selain diperoleh Isp yang tinggi, juga diperoleh propelan

yang homogen (Aziz, Mamat, Ali, & Perang, 2015).

Menurut Tuzun (2005), kandungan optimum aluminium pada propelan ialah 18%. Namun menurut Muthiah *et al*, (1992), konsentrasi tersebut di luar *range* kandungan aluminium yang menghasilkan prosesibilitas terbaik propelan (5 – 10%). Hal ini didukung oleh penelitian Kendra Hartaya (2016) yang menemukan bahwa energi pembakaran propelan turun dengan naiknya persentase aluminium dari 16% ke 18%, yang mana hal tersebut tidak sesuai dengan perhitungan teoritis dan diduga disebabkan oleh patahnya propelan akibat semburan/tekanan nyala propelan yang dapat disebabkan oleh proses pembuatan yang kurang baik (Hartaya, 2016). Prosesibilitas dapat dikembangkan dengan memvariasi AP (Tüzün, 2005). Parameter untuk prosesibilitas ini dapat berupa viskositas, *pot life*, dan pseudoplastisitas.

AP merupakan oksidator yang sering digunakan dalam pembuatan propelan padat komposit. Hal ini karena

kandungan oksigen dalam senyawa ini cukup tinggi yaitu mencapai 54% berat, tidak meninggalkan residu pada saat oksidasi terhadap bahan bakar, sifatnya stabil, dan laju bakar propelan dapat dikontrol dengan mengkombinasikan ukuran partikel AP. (Aziz et al. 2015; Price 1967 dalam Pinalia 2014; Andric 2007).

AP dapat mempengaruhi viskositas *slurry* propelan melalui ukuran dan bentuk. Diketahui, bentuk yang bulat (*spheric*) dapat menurunkan viskositas. Sementara dalam hal ukuran, penggunaan AP bimoda (AP kasar dan AP halus) telah dilakukan beberapa penelitian. Jain et al, (2009) dengan AP berukuran 300 μm dan 60 μm , menemukan bahwa semakin kecil ukuran AP, semakin tinggi viskositas *slurry* propelan. Hal ini juga ditemukan oleh Nair et al, (2013) yang menggunakan AP berukuran 340 μm dan 40 μm . Namun, menurut penelitian Ke-Xi et al, (1986) yang menggunakan ukuran 1000 μm untuk AP kasar, pengaruh persentase AP halus terhadap viskositas *slurry* propelan bervariasi tergantung ukuran partikel AP halus serta rasio AP kasar: AP halus (Jain, Nandagopal, Singh, Radhakrishnan, & Bhattacharya, 2009; Ke-xi, Ze-ming, & Guo-juan, 1986; Nair, Devi, Prasad, & Ninan, 2013). Berdasarkan itulah, maka viskositas *slurry* propelan dengan kandungan aluminium 18% dapat dikembangkan dengan variasi rasio AP kasar : AP halus.

Viskositas merupakan ukuran resistensi untuk mengalir. Viskositas propelan dapat dirumuskan seperti persamaan (1-1). Pada persamaan tersebut, μ adalah viskositas propelan, μ_0 adalah viskositas dari sistem isian cair yaitu HTPB dan TDI, ϕ adalah fraksi volume dari padatan pengisi dan ϕ_m merupakan fraksi volume maksimal dari padatan pengisi yaitu AP dan Aluminium. Untuk partikel bulat, nilai dari ϕ_m ini berhubungan dengan *tap density* partikel (German, 2016).

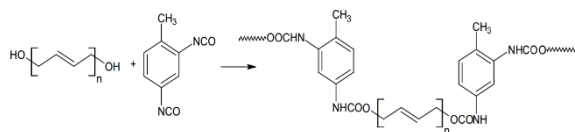
$$\mu = \mu_0 [1 - (\phi/\phi_m)] \quad (1-1)$$

Viskositas *slurry* propelan yang tinggi menyulitkan proses pencetakan propelan dan dapat menyebabkan *void* (bagian yang kosong) serta porositas yang dapat memicu masalah pada insulasi termal dan kegagalan struktural. Menurut Doll dan Lund (1999), viskositas *slurry* di bawah 20.000 P dapat memberikan performa yang tinggi (Doll & Lund, 1999; A. K. Mahanta, Dharmasakti, & Pattnayak, 2007; Remakanthan, Kk, Gunasekaran, Thomas, & Thomas, 2015). Sementara, menurut Dombe et al, (2008), viskositas *slurry* yang ideal untuk teknik pencetakan dengan vakum, seperti yang selama ini digunakan, adalah di bawah 16.000 P (Dombe, Jain, Singh, Radhakrishnan, & Bhattacharya, 2008).

Viskositas *slurry* berkaitan erat dengan *pot life slurry* propelan. Hal ini karena setelah *curing agent* ditambahkan, viskositas *slurry* propelan meningkat seiring berlangsungnya reaksi antara HTPB dan TDI membentuk poliuretan yang dijelaskan pada Gambar 1-1. Variasi viskositas selama proses pematangan (*curing*) dimodelkan oleh Tajima dan Crozier dengan persamaan *viscosity build-up* seperti pada persamaan (1-2) dan (1-3) yang mana η_t merupakan viskositas setelah waktu tertentu, η_0 ialah viskositas awal, k adalah konstanta *viscosity build-up* dan t adalah waktu (K, Monika, & D, 2010). Interval waktu yang tersedia hingga viskositas *slurry* mencapai batas tertentu, yang mana setelah batas tersebut *slurry* sulit dicetak, disebut *pot life* (Chai et al., 2016). Dalam hal ini, batas tersebut dapat sebesar 16.000 P seperti yang dilaporkan oleh Dombe et al, (2008).

Slurry propelan yang memiliki *pot life* lebih lama memberikan lebih banyak waktu untuk pencetakan yang mudah sehingga dihasilkan propelan yang homogen (Doll & Lund, 1999; A. K. Mahanta et al., 2007). Hal ini penting apabila ukuran propelan yang akan dicetak tersebut besar dan banyak. Menurut Sutrisno, waktu pencetakan propelan skala K-Round sekitar 15 menit (Sutrisno, 2010) dan dapat lebih lama

hingga sekitar 30 menit jika viskositas propelan tinggi.



Gambar 1-1: Reaksi Pembentukan Poliuretan (K *et al.*, 2010)

$$\eta(t) = \eta_0 \cdot e^{-k \cdot t} \tag{1-2}$$

$$\ln \eta(t) = \ln \eta_0 + k \cdot t \tag{1-3}$$

Dalam hubungannya dengan *shear rate*, *slurry* propelan diketahui memiliki sifat pseudoplastis yaitu viskositas menurun dengan kian meningkatnya *shear*. Indeks pseudoplastisitas merupakan sifat fisik sejati dari *fluid* tersebut. Indeks ini merupakan parameter penting dalam pendistribusian partikel selama pengadukan dan pencetakan propelan. Indeks pseudoplastisitas dapat dihitung dengan persamaan (1-4), yang mana *K* adalah indeks viskositas, $\dot{\gamma}$ adalah *shear rate* dan *n* adalah indeks pseudoplastisitas (A. K., Mahanta *et al.*, 2007; Abhay K Mahanta, Goyal, & Pathak, 2010; Muthiah, Krishnamurthy, & Gupta, 1992).

$$\eta = K \cdot (\dot{\gamma})^{n-1} \tag{1-4}$$

Untuk sifat Newtonian dari *fluid*, nilai *n* sama dengan 1, yang berarti besarnya nilai viskositas tidak dipengaruhi oleh *shear rate*. Indeks yang mendekati 1 lebih dikehendaki karena mudah diproses. Sementara, diketahui bahwa *slurry* yang baik untuk teknik pencetakan dengan vakum dilaporkan memiliki nilai indeks pseudoplastisitas sebesar 0,8 - 1 (Dombe *et al.*, 2008; A. K. Mahanta *et al.*, 2007; Muthiah *et al.*, 1992).

Dengan adanya acuan bahwa prosesibilitas *slurry* propelan dapat dicapai dengan baik jika *slurry* memiliki viskositas di bawah 16.000 P selama sekitar 30 menit dan indeks pseudoplastisitas antara 0,8 - 1, maka penelitian ini bertujuan untuk mengetahui

pengaruh rasio AP halus : AP kasar terhadap viskositas, *pot life* dan pseudoplastisitas *slurry* propelan LAPAN. Selanjutnya, diharapkan pengetahuan tersebut dapat dijadikan dasar untuk pengembangan komposisi propelan selanjutnya hingga tercapai parameter yang menjadi acuan di atas.

2 METODOLOGI

2.1 Bahan

Dalam penelitian ini dibuat 4 jenis propelan dengan 67% AP yang variasi komposisinya tersaji pada Tabel 2-1. Pada kolom 3, AP kasar (AP_k) berukuran 200 μm, sedangkan, AP halus (AP_h) berukuran 50 μm. Persentase pada kolom 4 merupakan % berat AP_h dari keseluruhan. Komposisi lainnya meliputi 18% Alumunium (30 μm) dan isian cair berupa HTPB dan TDI dengan perbandingan 14:1. *Bulk density* poliuretan, hasil reaksi TDI dan HTPB, sebesar 1,053250 g/mL (Abdillah, 2015).

Tabel 2-1: VARIASI AP PADA PROPELAN

No	Jenis Propelan	Rasio AP _h : AP _k	% AP _h
1	2	3	4
1	Propelan A	1 : 2	22
2	Propelan B	1 : 1	34
3	Propelan C	3 : 2	40
4	Propelan D	2 : 1	45

2.2 Metode Penelitian

Dalam pembuatan *slurry* propelan, AP kasar dan halus diaduk secara merata terlebih dahulu sebelum ditambahkan ke campuran HTPB dan Aluminium. Kemudian TDI ditambahkan dan diaduk dengan *mixer* tangan selama 20 menit. Viskositas *slurry* kemudian diukur setiap 15 menit pada 0,3 rpm dengan viskometer *Brookfield RVT spindle 07* pada suhu ruang. Grafik *ln* viskositas *vs* waktu (menit) dibuat untuk mendapatkan persamaan (1-3) yang selanjutnya digunakan untuk menentukan *pot life*

dengan batas 16.000 P dan viskositas awal. Sementara, saat 35 menit, viskositas diukur pada 0,3; 0,5 dan 0,6 rpm untuk membuat grafik viskositas (P) vs shear rate (rps) sehingga didapat persamaan (1-4) dan dari persamaan tersebut dapat ditentukan indeks pseudoplastisitas slurry.

Shear rate didapat dengan mengalikan kecepatan putar dengan 0,21 sesuai persamaan (2-3) yang merupakan turunan dari persamaan (2-1) dan (2-2). Dalam ketiga persamaan tersebut, N adalah kecepatan putar (rpm), R_c adalah jari-jari wadah (2,25 cm), R_b adalah jari-jari spindle (0,16 cm) dan x adalah jarak dimana shear rate diukur (cm). Oleh karena slurry pseudoplastis sangat sensitif terhadap shear rate, maka shear rate yang diukur dianggap pada permukaan spindle sehingga x² = R_b² dan persamaan (2-2) diperoleh. Dengan substitusi nilai R_b dan R_c, persamaan (2-3) diperoleh (Brookfield Engineering Laboratories, 2014; Triantafillopoulos, 2000).

$$\gamma = \{2 \cdot (2\pi/60) \cdot N \cdot R_c^2 \cdot R_b^2\} \cdot \{x^2 (R_c^2 - R_b^2)\} \quad (2-1)$$

$$\gamma = \{4\pi/60\} \cdot N \cdot R_c^2 \cdot (R_c^2 - R_b^2) \quad (2-2)$$

$$\gamma = N \cdot 0,21 \quad (2-3)$$

Pengukuran tap density dilakukan dengan menimbang 20 mL AP_h, AP_k dan Aluminium. AP_h dan AP_k dioven selama 4 jam terlebih dahulu sebelum penimbangan. Tap density digunakan untuk menghitung fraksi volume maksimum partikel dengan menggunakan persamaan (2-4) dan (2-5), yang mana ρ_{Al} adalah tap density dari aluminium dan ρ_{AP} adalah tap density AP. Sementara, w adalah fraksi massa dari komponen.

$$X = (w_{Al} \cdot \rho_{Al}) + (w_{APh} \cdot \rho_{APh}) + (w_{APk} \cdot \rho_{APk}) \quad (2-4)$$

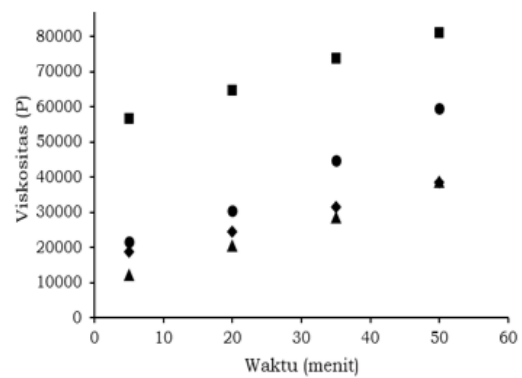
$$\phi = X / [X + (w_{binder} \cdot \rho_{binder})] \quad (2-5)$$

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Pengaruh Komposisi AP_h: AP_k Terhadap Viskositas dan Pot Life Propelan

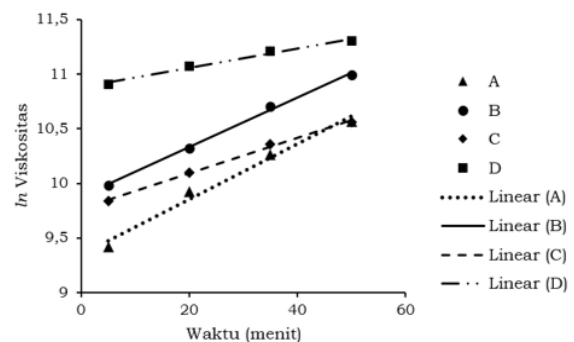
Hasil pengukuran viskositas pada kecepatan putar 0,3 rpm terhadap keempat jenis slurry propelan hingga 50 menit setelah pengadukan disajikan

pada Gambar 3-1. Sebelumnya, Priyanto (2016) telah mengukur viskositas tersebut namun pada range waktu hanya sampai 20 menit dan kecepatan putar 0,6 rpm (Priyanto, 2016). Range pengukuran pada kecepatan putar tersebut kurang memadai (hanya sampai 66.670 P) sehingga kecepatan putar 0,3 rpm dengan range pengukuran hingga 133.300 P dipilih untuk penelitian ini (Brookfield Engineering Laboratories, 2014). Jangka waktu pengukuran yang panjang dikehendaki agar lebih akurat dalam menentukan pot life.



Gambar 3-1: Viskositas (P) vs Waktu (menit)

Gambar 3-1 memperlihatkan bahwa pada keempat komposisi, semakin lama, viskositas slurry semakin besar. Dalam arti lain, slurry semakin sulit untuk mengalir. Hal ini disebabkan oleh semakin besarnya matriks poliuretan yang terbentuk dari HTPB dan TDI, seperti dijelaskan pada Gambar 1-1 (Gogoi, Alam, & Khandal, 2014; K et al., 2010). Selanjutnya, untuk mendapatkan persamaan (1-3), grafik ln viskositas vs waktu tersaji pada Gambar 3-2.



Gambar 3-2: ln Viskositas vs Waktu (menit)

Tabel 3-1: PERSAMAAN VISCOSITY BUILD UP DAN HASIL PERHITUNGANNYA

No.	Jenis Propelan	%AP _h	$\ln \eta_t = k.t + \ln \eta_0$	r	Tingkat Korelasi	η_0 (Poise)	Pot Life (menit)	$\Delta\eta/\Delta t$ (P/menit)
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	A	22	$\ln \eta_t=0,0252t+9,3495$	0,99	sangat kuat	11493	13,12	163
2	B	34	$\ln \eta_t=0,0228t+9,8769$	0,99	sangat kuat	19475	-	443
3	C	40	$\ln \eta_t=0,0161t+9,7703$	0,99	sangat kuat	17506	-	247
4	D	45	$\ln \eta_t=0,0089t+10,887$	0,99	sangat kuat	52945	-	767

Pada Tabel 3-1 kolom 2, 5, dan 6 terlihat bahwa persamaan (1-3) yang didapat (kolom 4) memiliki tingkat korelasi yang sangat kuat sehingga dapat digunakan untuk menghitung *pot life* (kolom 8), viskositas awal *slurry* (kolom 7) dan laju kenaikan viskositas *slurry* pada 5 menit pertama (kolom 9). Terlihat bahwa hanya komposisi A yang memiliki *pot life*, yaitu 13,12 menit sebelum mencapai viskositas 16.000 P. Hal ini karena komposisi lainnya memiliki viskositas awal yang telah melebihi 16.000 P. Kolom 7 dan 9 memperlihatkan perubahan viskositas awal dan laju kenaikan viskositas pada 5 menit pertama yang tidak selalu berbanding lurus dengan kenaikan kandungan AP halus pada kolom 3.

Menurut penelitian Nair *et al.*, (2013) dengan ukuran AP_k (340 μm), AP_h (40 μm) dan range %AP_h meliputi 9,5 – 22,5%, semakin besar fraksi AP_h, semakin besar pula viskositas *slurry*. Menurut Jain *et al.*, (2009), hal ini karena AP_h memiliki luas permukaan yang lebih besar daripada AP_k sehingga semakin besar kandungan AP_h, semakin sedikit *binder* (fasa pengikat) yang tersedia untuk pembasahan (*wetting*) *powder* padatan pengisi propelan sehingga viskositasnya meningkat. Hal serupa juga ditemukan oleh Ke-xi *et al.*, (1986) dengan ukuran AP_k (1000 μm), AP_h (50 μm) dan range %AP_h meliputi 30, 50 dan 70% dari total massa AP. Sementara, dalam penelitian ini, viskositas yang naik seiring dengan bertambahnya persentase AP_h terjadi pada propelan A (11.493 P) ke

B (19.475 P) dan C (17.506 P) ke D (52.945 P), sedangkan dari B ke C, hubungan tersebut berkebalikan, dengan penurunan viskositas sekitar 2000 P. (Jain *et al.*, 2009; Ke-xi *et al.*, 1986; Nair, Prasad, & Ninan, 2013).

Tabel 3-2: HASIL PENGUKURAN TAP DENSITY

No	Jenis Partikel	Tap Density (g/cm ³)
1	2	3
1	Aluminium	1,39
2	AP _h	0,9755
3	AP _k	1,1875

Turunnya viskositas dari B ke C dapat disebabkan oleh tercapainya keadaan *close packing* yaitu saat partikel - partikel kecil tertata mengisi rongga-rongga antar partikel besar sehingga tercapai densitas optimal. Hal ini dikemukakan oleh Ke-xi *et al* (1986) dalam penelitiannya terhadap AP_h 33 μm dan AP_k 425 μm dalam range AP_h 10 - 80% dari total massa AP (Ke-xi *et al.*, 1986).

Keadaan *close packing* dipengaruhi oleh nilai ϕ_m . Tabel 3-2 menunjukkan hasil pengukuran *tap density* yang digunakan untuk menghitung ϕ_m yang hasilnya ditampilkan pada Tabel 3-3. Pada kolom 3 baris 3 di tabel tersebut, komposisi C memiliki nilai ϕ_m sebesar 0,8434. Berdasarkan persamaan (1-1), untuk mencapai viskositas rendah, maka nilai rasio fraksi volume partikel dengan fraksi volume maksimum, ϕ/ϕ_m , harus besar. Dengan demikian, nilai dari fraksi

volume partikel yang terbentuk pada propelan C mendekati 0,8434.

Tabel 3-3: NILAI ϕ_m PROPELAN

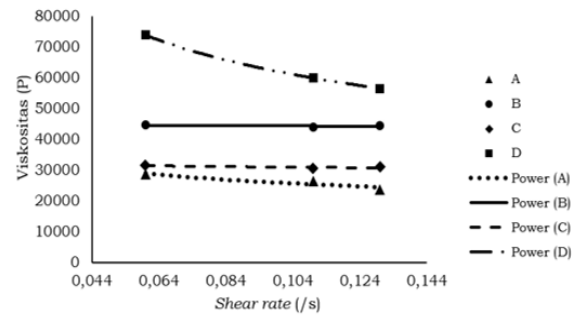
No	Jenis Propelan	ϕ_m
1	2	3
1	Propelan A	0,8376
2	Propelan B	0,8413
3	Propelan C	0,8434
4	Propelan D	0,8448

Selain mempengaruhi viskositas, keadaan *close packing* juga mempengaruhi laju kenaikan viskositas yang tersaji pada Tabel 3-1 kolom 9. Sejalan dengan *trend* yang ditunjukkan oleh viskositas, laju kenaikan viskositas naik dari propelan A (163 P/menit) ke B (443 P/menit) dan C (247 P/menit) ke D (767 P/menit). Sementara, dari propelan B ke C, laju kenaikan viskositas menurun sebesar sekitar 200 P/menit sehingga, selanjutnya, propelan C lebih baik untuk dimodifikasi daripada propelan B dan D dalam rangka mendapatkan *pot life*. Modifikasi ini membawa keuntungan pada nilai spesifik impuls dari propelan karena propelan C mengandung lebih banyak AP_h daripada propelan A sehingga nilai spesifik impuls propelan C dapat lebih tinggi dari propelan A.

3.2 Pengaruh Komposisi AP_h : AP_k Terhadap Pseudoplastisitas Propelan

Indeks pseudoplastisitas adalah merupakan parameter untuk mengetahui seberapa besar sifat pseudoplastik *slurry* propelan (A. K. Mahanta et al., 2007). Untuk mengetahui pengaruh komposisi AP_h:AP_k terhadap indeks pseudoplastisitas *slurry* propelan, dibuat grafik *shear rate* (rps) vs viskositas (Poise) pada saat 35 menit untuk semua komposisi yang tersaji pada Gambar 3-3. Pemilihan waktu ini karena pencetakan propelan bisa sampai sekitar 30 menit. Kecepatan putar 0,3; 0,5; 0,6 rpm setelah dihitung

dengan persamaan (2-3) menghasilkan *shear rate* sebesar 0,064; 0,11; 0,13 s⁻¹.



Gambar 3-3: Grafik *Shear Rate* (rps) vs Viskositas (Poise)

Gambar 3-4 menunjukkan bahwa viskositas *slurry* propelan menurun dengan naiknya *shear rate*. Sifat tersebut karena viskositas *slurry* propelan merupakan efek total dari *binder*, padatan partikulat yang terdispersi, beragam gaya kohesi dan adhesi yang terjadi di antara bahan-bahan serta berlangsungnya reaksi pembentukan jejaring polimer antara polioliol dan *curing agent*. Partikel-partikel dari fasa padat membentuk agregat karena gaya kohesi dan adhesi. Efek *shearing* pada agregat dapat menghasilkan sifat pseudoplastik. Dengan meningkatnya *shear rate*, agregat pecah menjadi gumpalan-gumpalan yang individual sehingga viskositas *slurry* menurun. Sedangkan, ketika *shear rate* rendah, agregat-agregat terbentuk kembali (Abhay K Mahanta et al., 2010). Untuk lebih memahami sifat ini, pada Tabel 3-4 disajikan persamaan Power Law dari grafik pada Gambar 3-3 beserta nilai *r* yang menunjukkan tingkatan korelasinya dan indeks pseudoplastisitas.

Tabel 3-4 kolom 5 dan 6 menunjukkan adanya tingkatan korelasi yang variatif untuk persamaan pada kolom 4. Korelasi yang kuat hingga sangat kuat ditunjukkan oleh propelan komposisi A, C, dan D. Sementara, propelan B memiliki korelasi yang sedang. Nilai indeks pseudoplastisitas ditampilkan pada kolom 7 dengan acuan bahwa sifat Newtonian ditunjukkan dengan nilai *n* = 1. Nilai tersebut juga bervariasi, sama seperti yang ditemukan

oleh Muthiah *et al.*, (1992) terhadap ukuran AP kasar (300 – 320 μm), AP halus 40 – 45 μm pada range 20 – 50% dari total massa AP (Muthiah *et al.*, 1992).

Menurut Muthiah *et al.*, (1992) sifat *slurry* yang mendekati Newtonian adalah optimum. Semetara menurut Dombe *et al.*, (2008), nilai indeks pseudoplastisitas dari *slurry* propelan yang cocok untuk teknik pencetakan dengan vakum adalah 0,8 – 1. Dalam penelitian ini pada Tabel 3-4 kolom 7 terlihat bahwa syarat-syarat tersebut dimiliki oleh propelan B dan C. Sifat propelan B dan C mendekati Newtonian dengan indeks pseudoplastisitas masing-masing sebesar 0,991 dan 0,972. Namun oleh karena tingkat korelasi propelan B lebih rendah ($r = 0,56$) daripada propelan C ($r = 0,79$), maka indeks pseudoplastisitas propelan C lebih akurat sehingga dapat dikatakan bahwa komposisi yang optimal dalam hal pseudoplastisitas adalah propelan C, yaitu $AP_h : AP_k$ 3:2. Hasil ini berbeda dengan yang ditemukan oleh Muthiah *et al.* ($AP_h : AP_k$ 1:3) dalam penelitiannya yang telah dijelaskan di atas.

Hal ini disebabkan oleh perbedaan ukuran AP. Ukuran AP mempengaruhi pseudoplastisitas dalam hal kekuatan adhesi dalam *wetting* oleh HTPB dan

kohesi dalam pembentukan agregat (Dombe *et al.*, 2008; Abhay K Mahanta *et al.*, 2010; Muthiah *et al.*, 1992).

Korelasi antara indeks pseudoplastisitas pada kolom 7 dengan kandungan AP halus pada kolom 3 tidak selalu berbanding lurus. Ini menunjukkan bahwa faktor *packing* mempengaruhi indeks pseudoplastisitas *slurry* propelan. Dengan diasumsikan bahwa propelan C telah mencapai keadaan *close packing* dengan alasan yang telah diuraikan pada bab 3.1, maka ini mengandung arti bahwa pada keadaan *close packing*, *slurry* propelan memiliki sifat yang mendekati *Newtonian* karena pada keadaan tersebut, jumlah agregat yang terbentuk minimum sehingga tidak begitu mempengaruhi sifat alir *slurry* propelan.

Dalam hal pemilihan teknik pencetakan, teknik dengan tekanan seperti yang dirancang oleh Dombe *et al.*, (2008) dapat diaplikasikan untuk propelan A dan D. Hal ini karena indeks pseudoplastisitas yang dimiliki propelan tersebut antara 0,6 – 1, yaitu propelan A dengan indeks sebesar 0,788 dan propelan D dengan indeks sebesar 0,655. Selain itu, metode *die-casting* juga dapat diterapkan karena sesuai untuk *slurry* yang bersifat pseudoplastik (Davenas, 1991; Dombe *et al.*, 2008).

Tabel 3-4: INDEKS PSEUDOPLASTISITAS *SLURRY* PROPELAN

No.	Jenis Propelan	%AP h	Persamaan Power Law	r	Tingkat Korelasi	Indeks Pseudoplastisitas (n)
1	2	3	4	5	6	7
1	A	22	$y = 15964x^{-0,212}$	0.92	Sangat kuat	0,788
2	B	34	$y = 43541x^{-0,009}$	0.56	Sedang	0,991
3	C	40	$y = 29105x^{-0,028}$	0,79	Kuat	0,972
4	D	45	$y = 28016x^{-0,345}$	1	Sangat kuat	0,655

4 KESIMPULAN

Dari penelitian yang telah dilakukan, diketahui bahwa propelan dengan komposisi $AP_h : AP_k$ 1:2 menunjukkan viskositas terendah dan satu-satunya komposisi yang memiliki *pot life* yaitu 13,12 menit untuk mencapai viskositas 16.000 P, namun berdasarkan indeks pseudoplastisitas, propelan tersebut tidak baik untuk dicetak dengan vakum. Pada sisi lain, propelan dengan $AP_h : AP_k$ 3:2 relatif ideal untuk dikembangkan karena viskositas (17.506 P) dan laju kenaikan viskositasnya (247 P/menit) yang dimiliki tidak berbeda jauh dengan propelan dengan $AP_h : AP_k$ 1:2 dan indeks pseudoplastisitas (0,972) yang dimiliki sesuai untuk pencetakan dengan vakum. Berdasarkan analisa dan pembahasan yang sudah diuraikan, diduga propelan tersebut telah mencapai keadaan *close packing* sehingga disimpulkan bahwa hubungan antara rasio $AP_h : AP_k$ dengan viskositas, *pot life* dan pseudoplastisitas tidak selalu berbanding lurus oleh karena faktor *packing* dari partikel-partikel penyusun propelan.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Pusat Teknologi Roket, LAPAN, atas dukungannya serta seluruh staf Laboratorium Komposisi Dasar Propelan atas bantuannya.

DAFTAR RUJUKAN

- Abdillah, L. H., 2015. *Penelitian Swelling Prepolimer HTPB-TDI Sebagai Penjajagan Peningkatan Solid Loading Pada Formulasi Propelan*. In Teknologi Pesawat Terbang sebagai Mitra Pengembang Teknologi Roket dan Satelit Nasional (359–374). Jakarta: Indonesia Book Project.
- Andric, A. M. Ž., 2007. *Crystallization of Ammonium-Perchlorate from Solution of Electrolytically Produced Sodium-Perchlorate in a Pilot-Scale Plant*. In European Congress of Chemical Engineering-6 (1–11). Copenhagen.
- Aziz, A., Mamat, R., Ali, K. W., & Perang, M. R. M., 2015. *Review on Typical Ingredients For Ammonium Perchlorate Based Solid Propellant*. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences, 10(15), 6188–6191.
- Brookfield Engineering Laboratories, 2014. *More Solutions for Sticky Problems*. Massachusetts: Brookfield Engineering Laboratories, Inc.
- Chai, T., Liu, Y. C., Ma, H., Yu, Y. W., Yuan, J. M., Wang, J. H., & Guo, J. H., 2016. *Rheokinetic Analysis on the Curing Process of HTPB-DOA- MDI Binder System*. In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering (Vol. 137, 1–7). IOP Publishing.
- Davenas, A., 1991. *Composite Propellants*. In Solid Rocket Propulsion Technology (439–460). Oxford: Pergamon Press.
- Doll, D. W., & Lund, G. K., 1999. *Processing and Curing Aid for Composite Propellants*. United State.
- Dombe, G., Jain, M., Singh, P. P., Radhakrishnan, K. K., & Bhattacharya, B., 2008. *Pressure Casting of Composite Propellant*. Indian Journal of Chemical Technology, 15, 420–423.
- German, R. M., 2016. *Particulate Composites Fundamentals and Application*. Switzerland: Springer International Publishing.
- Gogoi, R., Alam, M. S., & Khandal, R. K., 2014. *Effect of Increasing NCO/OH Molar Ratio on The Physicomechanical and Thermal Properties of Isocyanate Terminated Polyurethane Prepolymer*. International Journal of Basic and Applied Sciences, 3(2), 118–123.
- Hartaya, K., 2016. *Analisis Kandungan Aluminium Powder Propelan Berdasar Energi Pembakaran dari Bomb Kalorimeter*. Jurnal Teknologi Dirgantara, 14(1), 73–80.
- Jain, S., Nandagopal, S., Singh, P. P., Radhakrishnan, K. K., & Bhattacharya, B., 2009. *Size and Shape of Ammonium Perchlorate and their Influence on Properties of Composite Propellant*. Defence Science Journal, 59(3), 294–299.
- K, M. A., Monika, G., & D, P. D., 2010. *Empirical Modeling of Chemoviscosity of Hydroxy Terminated Polybutadiene Based Solid*

- Composite Propellant Slurry*. Malaysian Polymer Journal, 5(1), 1–16.
- Ke-xi, Y., Ze-ming, T., & Guo-juan, W., 1986. *Viscosity Prediction*. In *Propellants, Explosives, Pyrotechnics* (Vol. 11, 167–169). Weinheim: Wiley-VCH Verlag GmbH & Co. KGaA.
- Mahanta, A. K., Dharmasakti, I., & Pattnayak, P. K., 2007. *Rheological Behaviour of HTPB-Based Composite Propellant: Effect of Temperature and Pot Life on Casting Rate*. Defence Science Journal, 57(4), 435–442.
- Mahanta, A. K., Goyal, M., & Pathak, D. D., 2010. *Rheokinetic Analysis of Hydroxy Terminated Polybutadiene Based Solid Propellant Slurry*. E-Journal of Chemistry, 7(1), 171–179.
- Manu, S. K., 2009. *Glycidyl Azide Polymer (GAP) as a High Energy Polymeric Binder for Composite Solid Propellant Applications*. Mahatma Gandhi University.
- Muthiah, R., Krishnamurthy, V. N., & Gupta, B. R., 1992. *Rheology of HTPB Propellant . 1 . Effect of Solid Loading, Oxidizer Particle Size, and Aluminum Content*. Journal of Applied Polymer Science, 44, 2043–2052.
- Nair, C. P. R., Devi, C. H., Prasad, V., & Ninan, K. N., 2013. *Effect of Process Parameters on the Viscosity of AP / Al / HTPB Based Solid Propellant Slurry*, 1, 1–9.
- Nair, C. P. R., Prasad, C. D. V., & Ninan, K. N., 2013. *Effect of Process Parameters on the Viscosity of AP / Al / HTPB Based Solid Propellant Slurry*. Journal of Energy and Chemical Engineering, 1(1), 1–9.
- Pinalia, A., 2014. *Reduksi Ukuran Partikel Ammonium Perklorat (AP) dengan Metode Spray Drying (Particle Size Reduction of Ammonium Perchlorate Using Spray Drying Method)*. Majalah Sains Dan Teknologi Dirgantara, 75–80.
- Priyanto, 2016. *Laporan Penelitian: Pengaruh Perbandingan AP 200: 50 Terhadap Kualitas Propelan*. Tangerang: Universitas Pamulang.
- Remakanthan, S., Kk, M., Gunasekaran, R., Thomas, C., & Thomas, C. R., 2015. *Analysis of Defects In Solid Rocket Motors Using X-Ray Radiography*. The E-Journal of Nondestructive Testing, 20(6).
- Sutrisno, 2010. *Pengaruh Penambahan Plasticizer DOA terhadap Kinerja Propelan HTPB*. In *Prosiding SIPTEKGAN XIV* (123–127). Tangerang: LAPAN.
- Triantafillopoulos, N., 2000. *Measurement of Fluid Rheology and Interpretation of Rheograms (2nd ed.)*. Michigan: Kaltec Scientific.
- Tüzün, F. N., 2005. *The Effect of Aluminum Content Variation on Burning Rate, Pressure-Propellant Area Ratio Relationship, and Other Properties of Hydroxyl Terminated Polybutadiene Based Composite Propellants*. Journal of ASTM International, 2(4), 1–15.

**EVALUASI KINETIKA DEKOMPOSISI TERMAL PROPELAN
KOMPOSIT AP/HTPB DENGAN METODE KISSINGER, FLYNN WALL
OZAWA DAN COATS - REDFREN
(EVALUATION OF THERMAL DECOMPOSITION KINETICS OF
AP/HTPB COMPOSITE SOLID PROPELLANT USING KISSINGER,
FLYNN WALL OZAWA AND COATS – REDFREN METHOD)**

Wiwiek Utami Dewi

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

e-mail: wiwiek.utami@lapan.go.id/wiwiekdewi@gmail.com

Diterima 16 Mei 2017; Direvisi 12 Desember 2017; Disetujui 18 Desember 2017

ABSTRACT

Decomposition of propellant Mechanism and kinetics have been investigated by using DTG/TA with three different methods: Kissinger, Flynn Wall Ozawa and Coats & Redfern. This research aims to determine decomposition kinetic parameters of LAPAN's propellant. The propellants have different composition of Al and AP modal. RUM propellant consist of AP/HTPB. 450 propellant consists AP/HTPB/Al (bimodal). Meanwhile 1220 propellant consists of AP/HTPB/Al (trimodal). Thermal analysis takes place at 30 – 400°C and nitrogen atmosphere flow rate is 50 ml/min. The result according showed that propellant was decomposed by F1 mechanism (random nucleation with one nucleus on the individual particles). Activation energy of propellants are in range between 100.876 – 155.156 kJ/mol meanwhile pre-exponential factor are in range between 4.57×10^7 – 3.46×10^{12} /min. Activation energy (E) as well as pre-exponential factor for 1220 propellant is the lowest among the others. AP trimodal application generates catalytic effect which decreases activation energy. 1220 propellant is easier to decompose (easier to react) than RUM and 450 propellant.

Keywords: *decomposition, propellants, DTA, TGA, DTG*

ABSTRAK

Mekanisme dan kinetika dekomposisi propelan telah diinvestigasi menggunakan DTG/TA dengan tiga jenis metode yang berbeda yaitu Kissinger, Flynn Wall Ozawa dan Coats & Redfern. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui parameter kinetika dekomposisi propelan LAPAN. Propelan yang digunakan memiliki perbedaan komposisi Al dan jenis moda AP. Propelan RUM adalah propelan AP/HTPB. RX 450 adalah AP/HTPB/ Al (bimoda). Sementara itu, RX 1220 adalah AP/HTPB/ Al (trimoda). Pengujian termal berlangsung pada suhu 30 - 400°C dan atmosfer nitrogen berlaju alir 50 ml/menit. Hasil penelitian mengungkapkan bahwa semua jenis propelan terdekomposisi dengan mekanisme F1 (nukleasi acak dengan satu nukleus pada partikel individu). Energi aktivasi propelan berkisar antara 100,876 – 155,156 kJ/mol sementara faktor pre-eksponensial berkisar antara $4,57 \times 10^7 - 3,46 \times 10^{12}$ /min. Energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A) RX 1220 adalah terendah dari ketiga sampel. Penggunaan jenis AP trimodul menciptakan efek katalitik yang menurunkan besarnya energi aktivasi. Propelan RX 1220 lebih mudah terdekomposisi (lebih mudah bereaksi) daripada propelan RUM dan RX 450.

Kata kunci : *dekomposisi, propelan, DTA, TGA, DTG*

1 PENDAHULUAN

Dekomposisi adalah proses di mana senyawa kimia kompleks rusak atau hancur atau terpecah-pecah menjadi senyawa kimia yang jauh lebih sederhana. Proses dekomposisi yang disebabkan oleh adanya paparan panas disebut dekomposisi termal (Dewi dan Ismah, 2016). Analisis termogravimetri (TGA) telah digunakan secara luas sebagai metode untuk menginvestigasi proses dekomposisi termal dan stabilitas termal berbagai material. Lebih jauh lagi, data yang dihasilkan oleh TGA dapat diolah untuk menentukan pola dan parameter kinetika dekomposisi termal.

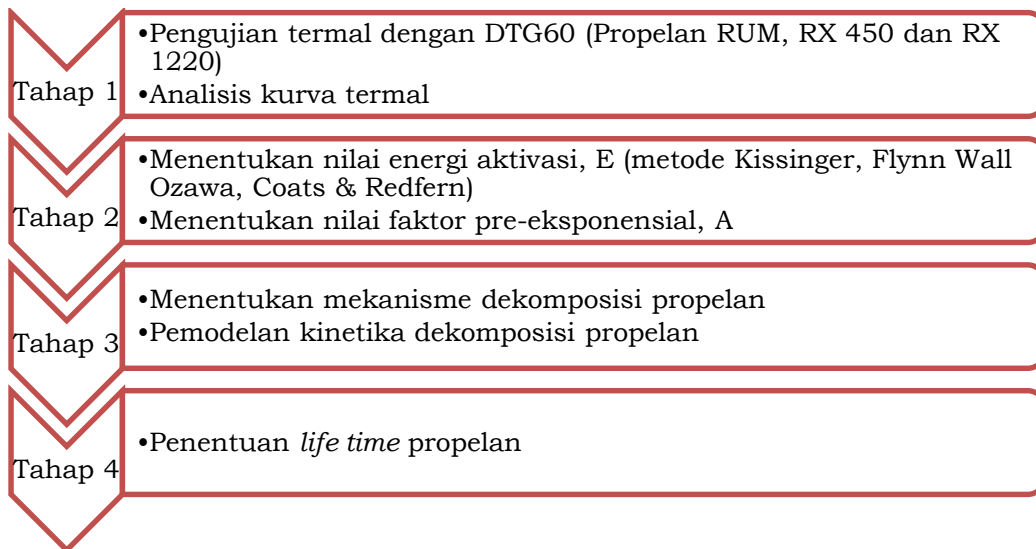
Kinetika adalah studi tentang ketergantungan suatu reaksi kimia terhadap waktu dan suhu. Persamaan paling umum yang digunakan pada kinetika kimia adalah persamaan Arrhenius. Persamaan Arrhenius dikemukakan pada 1899 oleh ahli kimia Swedia bernama Svante Arrhenius. Arrhenius mengkombinasikan konsep energi aktivasi dan hukum distribusi Boltzman menjadi salah satu persamaan terpenting pada dunia kimia fisik yaitu persamaan Arrhenius

$$k = A e^{-\frac{E}{RT}} \quad (1-1)$$

Berdasarkan persamaan di atas maka dapat disimpulkan bahwa untuk mengetahui konstanta laju reaksi (k), diperlukan nilai energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A). E dan A biasa disebut sebagai parameter kinetika. Penentuan/metode estimasi parameter kinetika (E dan A) adalah inti dari berbagai studi tentang kinetika.

Beberapa metode telah digunakan untuk mengestimasi parameter kinetika dekomposisi termal. Metode-metode tersebut mempunyai dua asumsi dasar, yaitu : (1) perbedaan pada proses termal dan proses difusi ditiadakan, dan (2) relasi Arrhenius dianggap valid pada seluruh bentang suhu dekomposisi.

Termogravimetri (TGA) memberikan metode yang sederhana untuk menentukan profil dekomposisi termal dan kinetika dekomposisi suatu material. Pada TGA, hanya sejumlah kecil material (beberapa mg) yang digunakan sehingga batasan antara proses termal dan proses difusi dapat diabaikan. Berdasarkan hal ini maka sangat masuk akal ketika relasi Arrhenius diasumsikan valid pada seluruh bentang suhu proses dekomposisi termal.



Gambar 1-1: Tahapan Penelitian Kinetika Dekomposisi Propelan

Pada persamaan Arrhenius, proses dekomposisi diasumsikan berlangsung mengikuti kinetika orde 1 ($n = 1$).

Tujuan utama dilakukan evaluasi kinetika dekomposisi propelan adalah untuk menentukan nilai parameter kinetika (energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A)) pada persamaan kinetika Arrhenius dan menentukan pola dekomposisi termal propelan.

Parameter kinetika dekomposisi yang terkalkulasi dapat digunakan untuk menilai karakteristik kinerja bahan penyusun propelan pada proses dekomposisi serta menjelaskan mekanisme proses dekomposisi yang mungkin terjadi (Vargeese, 2016).

Tahapan penelitian kinetika dekomposisi propelan hingga didapatkan nilai *life time* propelan seperti tersaji pada Gambar 1-1, terdiri dari 4 tahap. Hasil penelitian tahap satu sudah dipublikasikan oleh penulis dalam Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol 14, No. 1 : 17 – 24 pada 2016. Pengetahuan tentang pola dekomposisi propelan LAPAN dan parameter kinetikanya belum pernah dilakukan hingga saat ini. Penelitian yang dilaksanakan pada makalah ini berusaha untuk menjawab hal tersebut. Data parameter kinetika terutama energi aktivasi menjadi dasar penentuan tingkat sensitivitas propelan, *failure time*

dan umur propelan (kedaluarsa/ *life time*) (Bawase, Khandaskar, dkk., 2012). Lebih jauh lagi, nilai *life time* propelan dapat dijadikan pedoman pengemasan propelan dan penentuan kondisi operasi penyimpanan propelan yang baik.

Selain penentuan parameter kinetika dekomposisi, penelitian ini juga bertujuan untuk membandingkan nilai parameter kinetika dekomposisi termal (E dan A) dengan menggunakan tiga metode yaitu Kissinger, Flynn Wall Ozawa, dan Coats – Redfern. Penjelasan tentang ketiga metode tersebut disajikan pada Bab 2 (Model Kinetika).

2. MODEL KINETIKA

Informasi kinetika bisa diekstrak dari eksperimen termogravimetri (TGA) dengan menggunakan berbagai macam metode. Semua studi kinetika mengasumsikan bahwa laju isothermal dari konversi, da/dt , adalah fungsi linear dari k (konstanta laju reaksi yang bergantung pada suhu) dan α (fungsi konversi yang tidak tergantung pada suhu) yaitu:

$$\frac{da}{dt} = kf(\alpha) \quad (2-1)$$

Di mana $f(\alpha)$ bergantung pada mekanisme dekomposisi tertentu. Berdasarkan Arrhenius

$$k = A e^{-\frac{E}{RT}} \tag{2-2}$$

Dimana A adalah faktor pre-eksponensial, yang merupakan frekuensi tumbukan (*collision frequency*), E adalah energi aktivasi, T adalah suhu, dan R adalah konstanta gas ideal. Kombinasi persamaan 2-1 dan 2-2 memberikan

$$\frac{da}{dt} = A f(\alpha) e^{-\frac{E}{RT}} \tag{2-3}$$

Pada operasi pengujian dengan TGA, jika suhu sampel diatur dengan laju pemanasan yang konstan dan terkendali, $\beta = dT/dt$, variasi konversi dapat dianalisis sebagai fungsi dari suhu, yang bergantung pada lama pemanasan. Oleh karena itu, laju reaksi dapat ditulis sebagai berikut:

$$\frac{da}{dt} = \frac{da}{dT} \frac{dT}{dt} = \beta \frac{da}{dT} \tag{2-4}$$

Kombinasi persamaan 2-3 dan 2-4 menjadi:

$$\frac{da}{dT} = \frac{A}{\beta} e^{-\frac{E}{RT}} f(\alpha) \tag{2-5}$$

Integrasi dari persamaan ini dari suhu awal, T_0 , berkorespondensi dengan derajat konversi (α_0), hingga ke suhu puncak, T_p , dimana $\alpha = \alpha_p$, memberikan

$$\int_{\alpha_0}^{\alpha_p} \frac{da}{f(\alpha)} = \frac{A}{\beta} \int_{T_0}^{T_p} e^{-\frac{E}{RT}} dT \tag{2-6}$$

Jika T_0 rendah, maka diasumsikan bahwa $\alpha_0 = 0$, dan mempertimbangkan bahwa tidak ada reaksi antara 0 dan T_0 , maka

$$g(\alpha) = \int_{\alpha_0}^{\alpha_p} \frac{da}{f(\alpha)} = \frac{A}{\beta} \int_{T_0}^{T_p} e^{-\frac{E}{RT}} dT \tag{2-7}$$

Pada kasus polimer, degradasi mengikuti baik fungsi sigmoidal atau fungsi deklerasi. Tabel 1-1 menunjukkan variasi persamaan $g(\alpha)$ untuk mekanisme degradasi solid yang berbeda. Fungsi-fungsi ini secara baik digunakan sebagai metode yang dikenal luas untuk memperkirakan mekanisme reaksi kurva TG dinamik.

Tabel 2-1: EKSPRESI ALJABAR $g(\alpha)$ UNTUK MEKANISME DEKOMPOSISI YANG PALING UMUM DIGUNAKAN PADA PROSES DEKOMPOSISI PADATAN

Simbol	$g(\alpha)$	Solid State Process
Sigmoidal Curves		
A_2	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/2}$	Nucleation and growth [Avrami eq.1]
A_3	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/3}$	Nucleation and growth [Avrami eq.2]
A_4	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/4}$	Nucleation and growth [Avrami eq.3]
Deceleration Curves		
R_2	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/2}$	Phase boundary controlled reaction (contracting area)
R_3	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/3}$	Phase boundary controlled reaction (contracting volume)
D_1	α^2	One-dimensional diffusion
D_2	$(1 - \alpha)\ln(1 - \alpha) + \alpha$	Two-dimensional diffusion
D_3	$[-\ln(1 - \alpha)]^{1/3}$	Three-dimensional diffusion (Jander eq.)
D_4	$(1 - 2\alpha/3) - (1 - \alpha)^{2/3}$	Three-dimensional diffusion (Ginstling Rounshtein eq.)
F_1	$-\ln(1 - \alpha)$	Random nucleation with one nucleus on the individual particles
F_2	$1/(1 - \alpha)$	Random nucleation with two nuclei on the individual particles
F_3	$1 / (1 - \alpha)^2$	Random nucleation with three nuclei on the individual particles

Sumber : Wang & Yang, dkk, 2003

Ada banyak metode pemodelan kinetika dekomposisi termal yang umum digunakan pada data keluaran TGA. Metode Kissinger, Flynn Wall Ozawa, dan Coats – Redfern adalah metode yang sering ditemui pada berbagai literatur ilmiah untuk menentukan nilai energi aktivasi (E). Penentuan parameter kinetika dengan TGA dibagi ke dalam dua metode yaitu metode laju pemanasan tunggal dan metode laju pemanasan bervariasi. Metode Coats & Redfern masuk ke dalam metode laju pemanasan tunggal. Hanya diperlukan satu kali pengujian dengan laju pemanasan TGA tertentu, maka nilai parameter kinetika dapat diketahui. Metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa merupakan metode laju pemanasan bervariasi. Pada metode ini, nilai parameter kinetika didapatkan setelah beberapa kali pengujian dengan laju pemanasan TGA yang berbeda-beda.

Pada metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa, nilai energi aktivasi dapat ditentukan tanpa perlu mengetahui pola mekanisme dekomposisi termalnya (persamaan $g(\alpha)$ pada tabel 2-1). Oleh karena itu, metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa biasa disebut *model free/non-linear integral isoconversional*. Keistimewaan ini membuat metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa menjadi metode favorit yang digunakan pada berbagai studi tentang kinetika dekomposisi. Perbedaan metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa terletak pada sumber data yang digunakan. Metode Kissinger menggunakan kurva DTA sedangkan metode Flynn Wall Ozawa menggunakan kurva TGA.

Tidak seperti dua metode lainnya, metode Coats – Redfern lebih efisien karena hanya menggunakan satu laju pemanasan. Akan tetapi, metode ini lebih kompleks karena harus menggunakan seluruh ekspresi aljabar $g(\alpha)$ yang tersaji pada tabel 2-1. Oleh karena itu, metode Coats & Redfern disebut juga sebagai metode *model fitting*. Selain nilai energi aktivasi dan

faktor pre-eksponensial, metode Coats – Redfern juga digunakan untuk menentukan pola dekomposisi termal suatu material.

Pada evaluasi parameter kinetika dekomposisi termal, ada beberapa hal yang harus diperhatikan dan dipertimbangkan pada saat analisis data sehingga nilai yang dihasilkan dianggap wajar (Blaine, 2015). Hal – hal tersebut antara lain:

- Nilai energi aktivasi (E) wajar pada kisaran 50 – 300 kJ/mol. Reaksi yang memiliki energi aktivasi rendah (< 50 kJ/mol) biasanya adalah reaksi biologis seperti reaksi nyala berkedip pada ekor kunang – kunang atau bunyi jangkrik. Sedangkan reaksi dengan nilai energi aktivasi di atas 300 kJ/mol terjadi pada reaksi energi tinggi seperti piroteknik.
- Nilai $\log A$ biasanya berada pada rentang 8 – 30.
- Presisi dan akurasi pada nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial adalah 10% – 15%.

2.1 Metode Kissinger

Metode Kissinger sudah digunakan pada banyak literatur untuk menentukan energi aktivasi dari plot laju pemanasan logaritmik terhadap inversi dari suhu pada laju reaksi maksimum dalam eksperimen gravimetrik dengan laju kenaikan panas konstan. Energi aktivasi dapat ditentukan oleh metode Kissinger tanpa perlu mengetahui dengan pasti mengenai mekanisme reaksi. Persamaan Kissinger adalah sebagai berikut:

$$\ln\left(\frac{\beta}{T_{\max}^2}\right) = \ln\frac{AR}{E} - \frac{E}{RT_{\max}} \quad (2-8)$$

Dimana β adalah laju pemanasan, T_{\max} adalah suhu di mana terjadi titik infleksi dari kurva dekomposisi termal yang merupakan titik terjadinya laju reaksi maksimum, A adalah faktor pre-eksponensial, α_{\max} adalah konversi pada saat T_{\max} . Dari plot linear antara $\ln(\beta/T_{\max}^2)$ terhadap $1/T_{\max}$, akan didapatkan slope

(gardien). Nilai energi aktivasi, E, dapat dihitung dari *slope*. Sementara itu nilai faktor pre-eksponensial dapat dihitung dari konstanta (c) plot linear.

2.2 Metode Flynn Wall Ozawa

Pada TGA dengan laju pemanasan konstan, pendekatan Flynn Wall Ozawa mengharuskan sampel dipanaskan pada minimal tiga laju kenaikan suhu yang berbeda. Lebih dari tiga akan lebih baik. Persamaan model Flynn Wall Ozawa dijabarkan pada persamaan 2-9. Metode integral isokonvensional yang disarankan independen oleh Ozawa, Flynn dan Wall menggunakan perkiraan Doyle dari integral suhu. Dari persamaan 2-7, anggap $g(\alpha)$ adalah laju konversi tetap dan setelah menggunakan perkiraan Doyle, hasil integrasi logaritmik adalah

$$\log(\beta) = \left[\log \left[\frac{AE}{g(\alpha)R} \right] - 2,315 \right] - \left[0,457 \frac{E}{RT} \right] \quad (2-9)$$

Dimana β , A, T, E adalah seperti sudah dijelaskan sebelumnya. Menggunakan persamaan 2-9, energi aktivasi dapat ditentukan melalui *slope* dari garis plot antara $\log(\beta)$ terhadap $1000/T$ yang diperoleh dari beberapa laju kenaikan suhu/pemanasan. Sementara itu, nilai faktor pre-eksponensial dapat ditentukan melalui nilai konstanta plot linear (c). Metode Flynn Wall Ozawa memberikan nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial yang berbeda pada tiap konversi. Demi kemudahan penulisan, pada makalah ini metode Flynn Wall Ozawa selanjutnya akan disingkat menjadi FWO.

2.3 Metode Coats - Redfern

Coats dan Redfern menggunakan pendekatan asimtotik untuk memecahkan persamaan 2-7, menghasilkan

$$\ln \frac{g(\alpha)}{T^2} = \ln \frac{AR}{\beta E} - \frac{E}{RT} \quad (2-10)$$

Energi aktivasi untuk setiap proses dekomposisi yang ditampilkan dalam Tabel 2-1 dapat ditentukan dari plot $\ln g(\alpha)/T^2$ versus $1000/T$. Metode Coats-Redfern dapat digunakan untuk menentukan mekanisme dekomposisi material.

3 METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Material

HTPB, TDI, AP dan Al berasal dari Dalian Clorate Co. LTD. HTPB memiliki berat molekul 2300 – 2800 dengan kandungan isomer Cis 12,63%, Trans 23,37%, dan Vinil 35,34%. TDI yang digunakan memiliki isomer Toluene-2,4-diisocyanate 80 % dan Toluene-2,6-diisocyanate 20 %. AP yang digunakan pada propelan memiliki empat macam ukuran partikel yaitu (1) $400\mu\text{m} \pm 25 \mu\text{m}$, (2) $200\mu\text{m} \pm 25 \mu\text{m}$, (3) $100\mu\text{m} \pm 15 \mu\text{m}$, dan (4) $50\mu\text{m} \pm 15 \mu\text{m}$. Sementara itu, Al *powder* dengan kemurnian 99% memiliki ukuran partikel $30\mu\text{m}$.

3.2 Preparasi Sample

Sample propelan yang digunakan berasal dari sisa produksi propelan RUM, RX 450 dan RX 1220. Bahan penyusun utama propelan komposit adalah HTPB dan AP. HTPB berperan sebagai matriks pengikat (*binder*) dan AP sebagai oksidator. Propelan dibuat terpisah menggunakan cetakan propelan (Dewi, 2014).

AP dikeringkan terlebih dahulu selama empat jam pada suhu 60°C untuk menurunkan kadar air, untuk bahan AP $400 \mu\text{m}$ setelah dikeringkan dilakukan proses *grinding* untuk memperkecil ukuran partikel. Proses pembuatan propelan dimulai dengan proses pencampuran HTPB dan TDI (matriks) dalam kondisi vakum 0,1 kPa pada suhu $50 - 60^\circ\text{C}$. Matriks kemudian ditambahkan Al. AP selanjutnya ditambahkan mulai dari ukuran partikel terbesar hingga terkecil agar bahan AP tercampur dengan homogen. Proses *casting slurry* propelan dilakukan pada kondisi vakum 75 cmHg. Propelan

dimatangkan dalam oven bersuhu 60°C selama 22 jam (Dewi dan Ismah, 2016).

Pada penelitian ini propelan yang digunakan adalah sama dengan sebelumnya yaitu propelan RUM, RX 450, dan RX 1220. Ketiga jenis propelan ini dipilih karena mewakili komposisi propelan yang biasa digunakan LAPAN. Komposisinya adalah sebagai berikut:

- Propelan RUM terdiri dari HTPB:TDI 15:1; AP (bimodal) 80%.
- Propelan RX 450 terdiri dari HTPB:TDI 15:1; AP bimodal 75% ; Al 7,5%.
- Propelan RX 1220 terdiri dari HTPB:TDI 15:1; AP trimodal 77,5%; Al 7,5%.

Propelan RUM adalah propelan AP/HTPB tanpa tambahan aditif apapun. Baik propelan RUM dan RX 450 menggunakan AP bimodal. Propelan RX 450 menggunakan aditif Al. Sementara itu, propelan RX 1220 menggunakan aditif Al dan menggunakan AP ukuran trimodal.

3.3 Analisis Termal DTA-TG

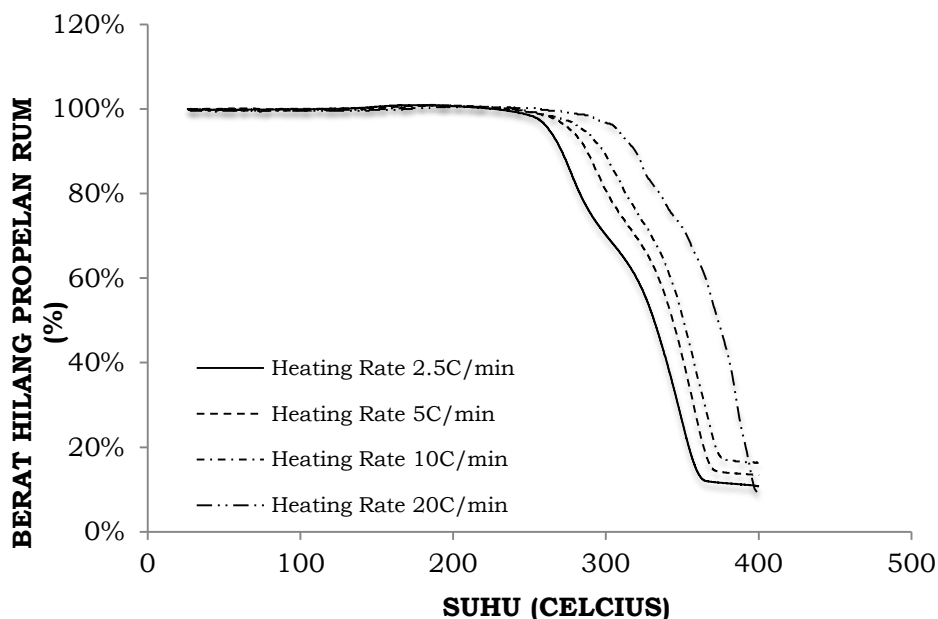
Analisis termogravimetri (TGA) dilaksanakan dengan DTG-60 Shimadzu. Pengujian termal berlangsung pada suhu 30 - 400°C, atmosfer nitrogen berlaju alir

50 ml/menit. Metode Kissinger dan Flynn Wall Ozawa menggunakan empat variasi laju pemanasan yaitu 2,5°C/menit, 5°C/menit, 10°C/menit, dan 20°C/menit. Sementara itu, metode Coats & Redfern hanya menggunakan laju pemanasan 10°C/menit.

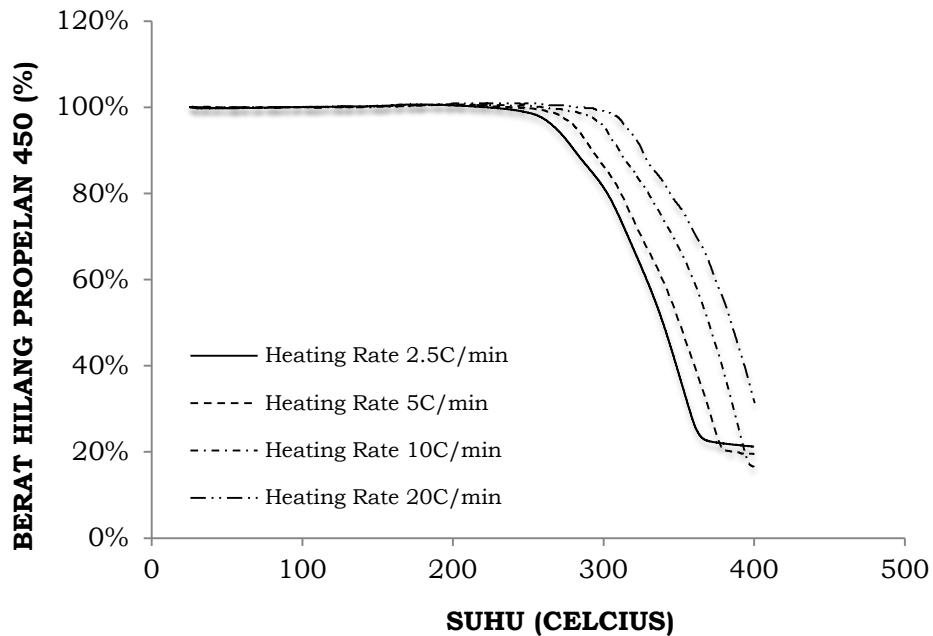
Sampel propelan dipotong kemudian diserut hingga menjadi seperti bubuk yang berukuran seragam. Sampel kemudian diletakkan pada sampel pan aluminium. Material referensi yang digunakan adalah $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$. Berat sampel yang digunakan sekitar 3-11 mg. Energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial diperoleh dengan 3 metode yaitu Kissinger, Flynn Wall Ozawa, dan Coats - Redfern.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

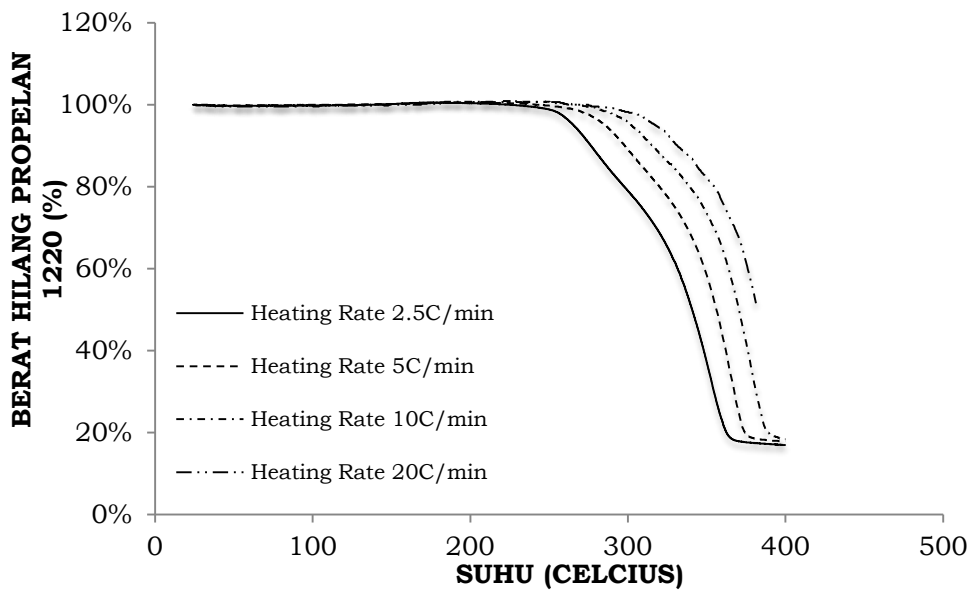
Gambar 4-1 hingga 4-3 menunjukkan kurva TGA propelan RUM, RX 450 dan RX 1220 yang dipanaskan pada atmosfer nitrogen pada laju pemanasan (*heating rate*) 2,5, 5, 10, dan 20 C/menit. Berdasarkan gambar tersebut dapat dilihat bahwa laju pemanasan TGA mempengaruhi proses dekomposisi propelan.



Gambar 4- 1:Kurva TGA propelan RUM dengan laju pemanasan 2,5 C/min; 5 C/min; 10 C/min dan 20 C/min



Gambar 4- 2: Kurva TGA propelan RX 450 dengan laju pemanasan 2,5 C/min; 5 C/min; 10 C/min dan 20 C/min



Gambar 4-3: Kurva TGA propelan RX 1220 dengan laju pemanasan 2,5 C/min; 5 C/min; 10 C/min dan 20 C/min

Suhu dekomposisi propelan cenderung berubah menjadi lebih tinggi ketika laju pemanasan dinaikkan. Hal ini terjadi karena senyawa polimer telah menyerap energi sebelum terdekomposisi sehingga material cenderung terdekomposisi pada suhu yang lebih tinggi (Vasconcelos, Mazur, dkk, 2014). Oleh karena itu, penting untuk melakukan pengamatan proses dekomposisi termal pada laju

pemanasan rendah agar semua proses tahapan dekomposisi terlihat.

4.1 Metode Kissinger

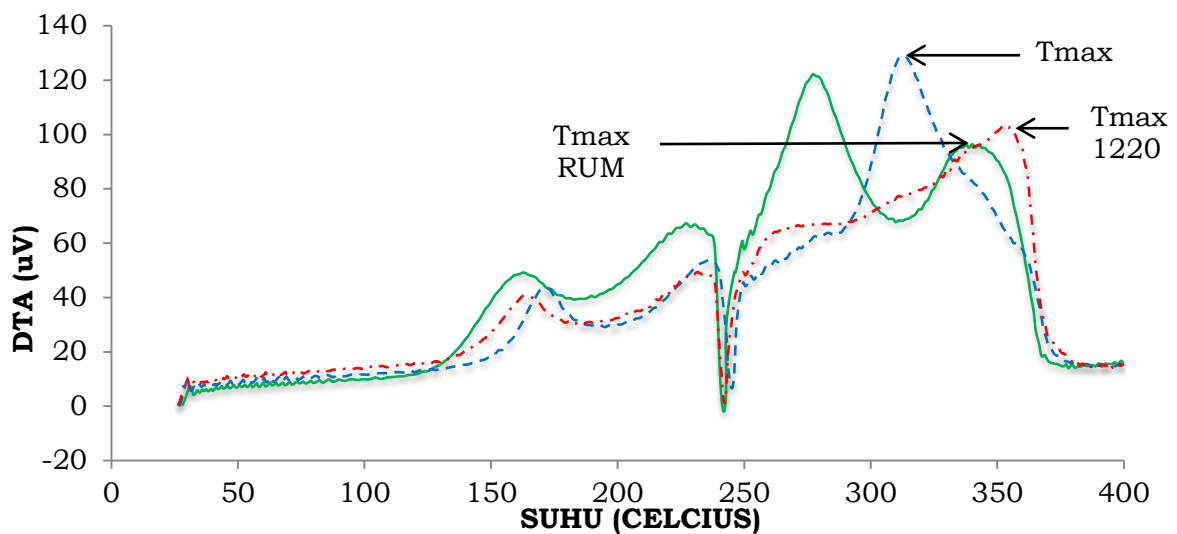
Metode Kissinger adalah metode yang paling sederhana diantara tiga metode yang dibahas pada makalah ini. Jika metode FWO dan Coats - Redfern, membutuhkan kurva TGA, metode Kissinger membutuhkan kurva DTA

sebagai dasar penentuan suhu infleksi (T_{max}). Seperti telah dibahas pada makalah sebelumnya (Dewi dan Azatil, 2016), suhu infleksi propelan terjadi pada puncak eksotermis ketiga kurva DTA, yaitu pada suhu sekitar 300 – 400°C (Gambar 4-4). Sama seperti kurva TGA, suhu infleksi pada kurva DTA juga mengalami pergeseran seiring dengan perubahan laju pemanasan. Suhu infleksi menjadi lebih tinggi pada laju pemanasan tinggi. Perubahan suhu infleksi propelan selama pengujian oleh TGA telah dievaluasi dan disajikan pada Tabel 4-1.

Suhu infleksi propelan RUM terjadi pada puncak eksotermis ketiga pada kurva DTA (termogram). Seperti dikutip dari Liu Leili, Li Fengsheng, dkk (2004), propelan AP/HTPB terdekomposisi dalam dua tahap: dekomposisi parsial dan dekomposisi lengkap. Pada propelan RUM, puncak eksotermis kedua yang terjadi pada suhu diatas 270°C berkaitan

dengan terjadinya dekomposisi parsial dari propelan dan pembentukan produk *intermediate*. Sementara itu, puncak eksotermis ketiga yang terjadi pada suhu di atas 340°C menunjukkan proses dekomposisi lengkap dari produk *intermediate* ke produk *volatile*. Pada propelan RUM, suhu infleksi adalah ketika dekomposisi lengkap terjadi.

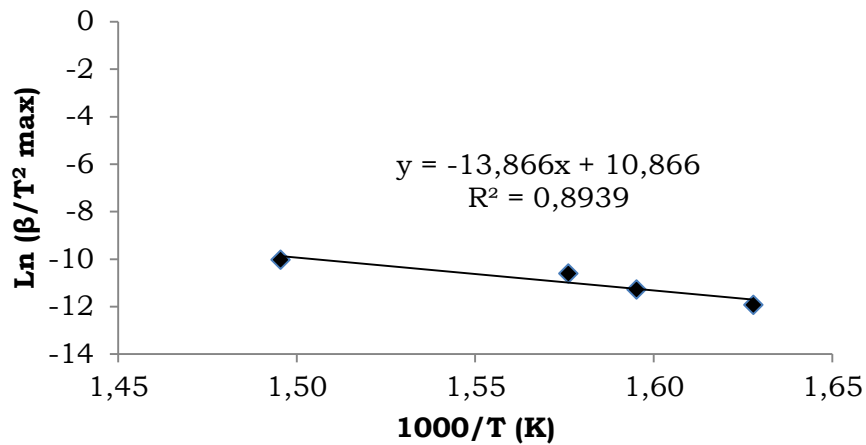
Setelah mengetahui suhu infleksi tiap propelan pada tiap laju pemanasan DTG, selanjutnya dibuat plot linear antara $\ln(\beta/T_{max}^2)$ terhadap $1/T_{max}$. Nilai energi aktivasi, E , dapat dihitung dari slope. Sementara itu nilai faktor pre-eksponensial dapat dihitung dari konstanta (c). Gambar 4-5 adalah contoh plot linear antara $\ln(\beta/T_{max}^2)$ terhadap $1/T_{max}$ pada propelan RUM. Sementara itu, Tabel 4-4 menyajikan hasil perhitungan energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial dengan metode Kissinger.



Gambar 4- 1: Kurva DTA propelan pada laju pemanasan 2,5 C/min

Tabel 4- 1: SUHU INFLEKSI PROPELAN RUM, RX 450 DAN RX 1220

Laju Pemanasan (β) (C/menit)	Suhu Infleksi, T_{max} (C)		
	RUM	RX 450	RX 1220
2,5	340,16	313,31	352,37
5	352,76	319,33	367,23
10	360,35	338,21	378,09
20	394,56	355,87	413,13



Gambar 4- 2:Plot $\ln(\beta/T^2_{max})$ terhadap $1000/T_{max}$ propelan RUM pada laju pemanasan 2,5 C/min; 5 C/min; 10 C/min dan 20 C/min

Tabel 4- 2: NILAI ENERGI AKTIVASI DAN FAKTOR PRE-EKSPONENSIAL PROPELAN RUM, RX 450 DAN RX 1220 DENGAN METODE KISSINGER

Jenis Propelan	Energi Aktivasi E (kJ/mol)	R ²	Faktor Pre-eksponensial A (/menit)	LOG A
RUM	115,282	0,8939	7,261E+08	8,861
RX 450	129,973	0,9593	4,950E+10	10,695
RX 1220	109,870	0,9299	1,436E+08	8,157

Tabel 4-2: LAJU PEMANASAN (β) VERSUS T PROPELAN RUM

Laju Pemanasan (β) (C/menit)	T (C) pada konversi (%)			
	5%	10%	15%	20%
2,5	257,64	262,74	270,96	276,93
5	269,66	276,75	287,31	294,06
10	276,92	285,27	298,52	305,69
20	297,63	308,02	319,38	325,57

Tabel 4-3: LAJU PEMANASAN (β) VERSUS T PROPELAN RX 450

Laju Pemanasan (β) (C/menit)	T (C) pada konversi (%)			
	5%	10%	15%	20%
2,5	261,66	268,64	280,00	292,24
5	275,76	282,30	292,29	303,00
10	294,93	301,49	310,00	320,46
20	311,43	315,95	325,00	334,19

Tabel 4-4: LAJU PEMANASAN (β) VERSUS T PROPELAN RX 1220

Laju Pemanasan (β) (C/menit)	T (C) pada konversi (%)			
	5	10	15	20
2,5	260,62	266,01	277,06	287,13
5	278,05	285,79	298,02	309,02
10	293,87	302,32	315,69	328,85
20	309,71	317,42	331,51	343,95

4.2 Metode Flynn Wall Ozawa

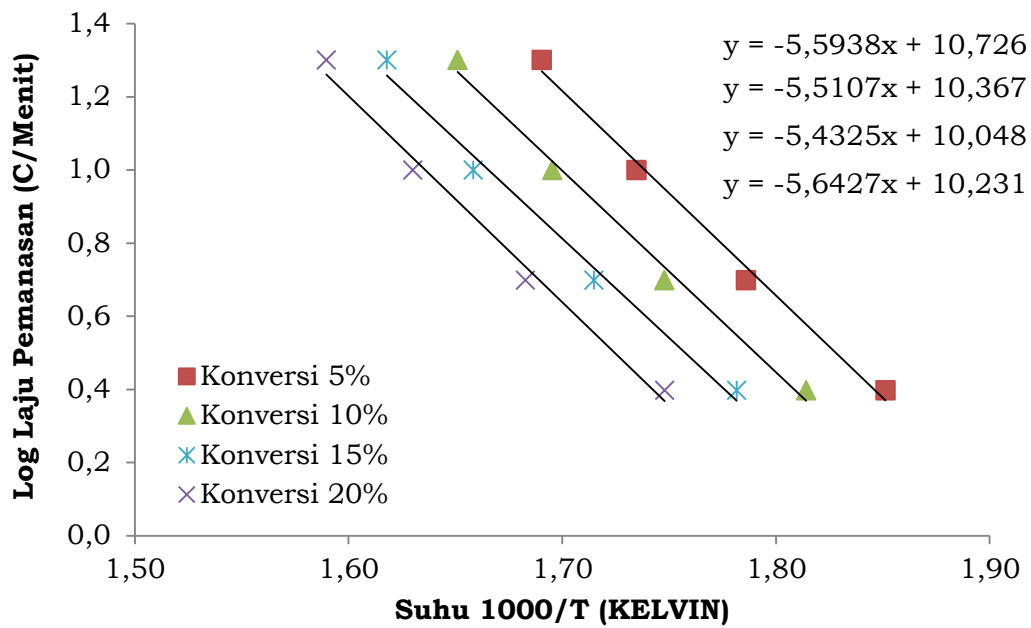
Termogram pada Gambar 4-1 hingga 4-3 telah dievaluasi untuk suhu pada konversi 5%, 10%, 15% dan 20%. Hasil evaluasi disajikan pada Tabel 4-3 hingga 4-5. Selanjutnya plot antara \log laju pemanasan (β) versus $1000/T$ dibuat. Laju konversi dipilih pada 5%-20% karena dalam metode FWO hanya konversi pada jangkauan tersebut yang dapat digunakan (Vasconcelos, Mazur, dkk, 2014). Blaine (2015) juga menjelaskan bahwa konversi yang terjadi di bawah 5% adalah proses hilangnya air, kelembaban dan senyawa volatile, bukan sepenuhnya dekomposisi termal material. Contoh plot \log laju pemanasan (β) terhadap $1000/T$ pada propelan RX 1220 tersaji pada Gambar 4-6. Selanjutnya, nilai energi

aktivasi (E) tiap konversi dan faktor pre-eksponensial (A) dapat dihitung dengan menggunakan persamaan 2-9. Hasil perhitungan dapat dilihat pada Tabel 4 – 6.

Nilai energi aktivasi yang dihasilkan dengan metode FWO adalah energi aktivasi rata-rata pada konversi 5%, 10%, 15% dan 20%. Nilai energi aktivasi berbeda-beda pada tiap konversi dikarenakan oleh tahapan dekomposisi yang terjadi pada material tersebut. Dekomposisi termal propelan padat adalah proses bertahap. Mekanisme reaksi berubah seiring dengan kenaikan suhu oleh karena itu energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial juga berubah seiring jalannya reaksi.

Tabel 4- 6: NILAI ENERGI AKTIVASI DAN FAKTOR PRE-EKSPONENSIAL PROPELAN RUM, RX 450 DAN RX 1220 DENGAN METODE FLYNN WALL OZAWA

Jenis Propelan	Konversi α	Energi Aktivasi E (kJ/mol)	R ²	Pre-eksponensial Factor A (/menit)	LOG A
RUM	5%	115.050	0.97 1	1.230E+09	9.090
	10%	112.066	0.99 0	8.110E+08	8.909
	15%	113.985	0.99 2	1.415E+09	9.151
	20%	108.917	0.98 9	4.912E+08	8.691
	Nilai Rata-rata	112.505		9.870E+08	8.960
RX 450	5%	108.417	0.99 6	1.971E+08	8.295
	10%	118.632	0.99 7	2.314E+09	9.364
	15%	130.790	0.99 4	2.774E+10	10.44 3
	20%	134.183	0.98 9	4.951E+10	10.69 5
	Nilai Rata-rata	123.005		1.994E+10	9.699
RX 1220	5%	101.766	0.99 2	4.605E+07	7.663
	10%	100.254	0.99 2	4.201E+07	7.623
	15%	98.831	0.98 8	3.154E+07	7.499
	20%	102.655	0.98 9	6.354E+07	7.803
	Nilai Rata-rata	100.876		4.578E+07	7.647



Gambar 4- 6: Plot log laju pemanasan (β) terhadap $1000/T$ propelan RX 1220

4.3 Metode Coats & Redfern

Seperti sudah dijelaskan sebelumnya, metode Coats-Redfern adalah metode pemanasan tunggal. Nilai parameter kinetika (E dan A) dapat ditentukan hanya dengan sekali percobaan. Pada makalah ini, laju pemanasan $10^\circ\text{C}/\text{menit}$ dipilih untuk dijadikan dasar perhitungan parameter kinetika. Chen dan Brill (1991) menggunakan laju pemanasan $10^\circ\text{C}/\text{menit}$ untuk menentukan proses kimia dan kinetika binder propelan dari poliuretan HTPB/Diisosiyanat (TDI, IPDI dan DDI). Studi tentang mekanisme dekomposisi propelan yang lebih baru dilakukan oleh Vargeese pada tahun 2016. Vargeese menyelidiki pengaruh katalis CuO pada mekanisme dan aktivitas kinetika dekomposisi propelan AP/HTPB/Al. Vargeese menggunakan laju pemanasan TGA sebesar $10^\circ\text{C}/\text{menit}$ dan metode Coats & Redfern pada pemodelan kinetika dekomposisinya.

Metode Coats & Redfern memiliki satu keistimewaan yaitu dapat digunakan untuk menentukan mekanisme dekomposisi termal suatu material. Energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A) dihitung menggunakan persamaan 2-10 dengan $g(\alpha)$ adalah

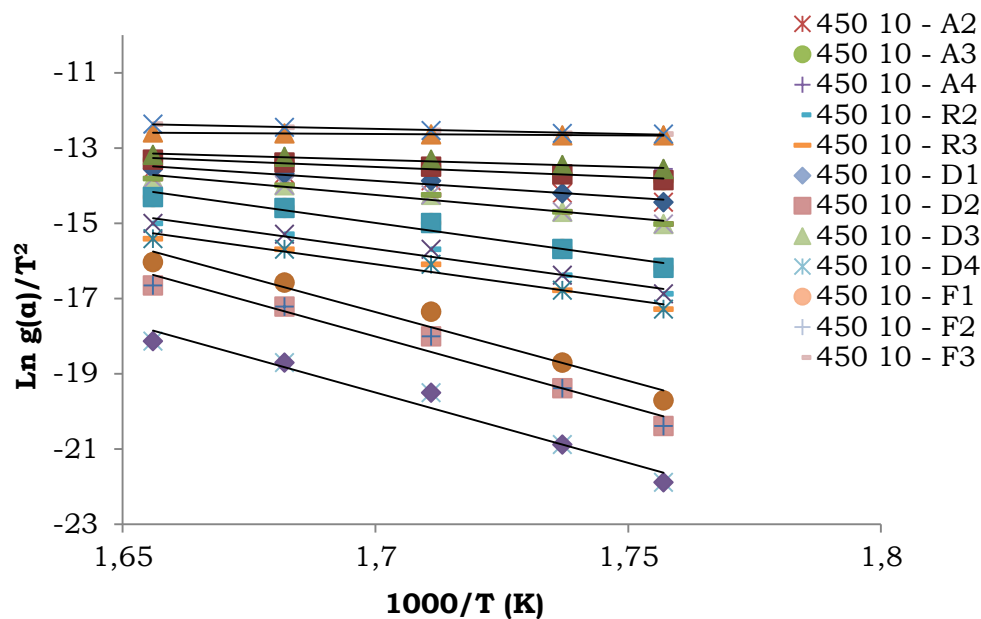
seperti tercantum pada Tabel 2-1. Pada Gambar 4-7 disajikan contoh plot $\log \ln g(\alpha)/T^2$ terhadap $1000/T$ pada propelan RX 450. Hasil perhitungan energi aktivasi dengan berbagai rumus mekanisme dekomposisi $g(\alpha)$ ditampilkan pada Tabel 4-7. Mekanisme dekomposisi termal yang paling mungkin dilihat dari nilai R^2 plot linear dan kedekatannya dengan hasil perhitungan metode FWO (Vasconcelos, Mazur, dkk, 2014). Makin besar nilai R^2 maka model mekanisme dekomposisinya makin mewakili. Hasil perhitungan energi aktivasi (E) dan faktor pre-eksponensial (A) propelan RUM, RX 450 dan RX 1220 dengan metode Coats - Redfern dapat dilihat pada Tabel 4-8.

Berdasarkan Tabel 4-7, mekanisme dekomposisi yang mungkin untuk propelan padat komposit (AP/HTPB) adalah R2 atau R3 atau F1. Chen dan Brill (1991) menggunakan mekanisme F1 pada metode Coats-Redfern untuk memodelkan kinetika dekomposisi binder propelan yang terbuat dari poliuretan HTPB/Diisosiyanat. Sampel propelan yang dibuat oleh Vargeese (2016) memperlihatkan tiga tahapan dekomposisi. Propelan tanpa katalis CuO nanorods terdekomposisi dengan mekanisme A2 pada tahap pertama lalu D3 pada tahap

kedua dan terakhir F1. Sementara itu propelan dengan katalis CuO nanorods terdekomposisi dengan mekanisme A2 pada tahap pertama dan kedua lalu F1 pada tahap terakhir. Perbedaan yang terjadi antara satu percobaan dengan percobaan lainnya sangat wajar karena komposisi dan spesifikasi bahan penyusun propelan berbeda.

Dari ketiga kemungkinan mekanisme dekomposisi, propelan LAPAN paling mungkin mengalami

dekomposisi tipe F1 (nukleasi acak dengan satu nukleus pada partikel individu). Chen dan Brill (1991) memilih mekanisme F1 pada proses evaluasi kinetika dekomposisi senyawa HTPB/ DI. Sementara itu, Vargeese (2016) juga mendapatkan mekanisme F1 pada Tabel 4-5, tahap terakhir dekomposisi propelannya. Pada Tabel 4-8 disajikan rangkuman hasil perhitungan nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial dengan metode Coats & Redfern.



Gambar 4-3: Contoh plot $\ln g(\alpha)/T^2$ terhadap $1000/T$ pada propelan RX 450 (laju pemanasan $10^\circ\text{C}/\text{menit}$)

Tabel 4- 7: ENERGI AKTIVASI PROPELAN RUM, RX 450 DAN RX 1220 PADA BERBAGAI MEKANISME DEKOMPOSISI $g(\alpha)$

Mekanisme $g(\alpha)$	Propelan RUM		RX 450		RX 1220	
	E (kJ/mol)	R ²	E (kJ/mol)	R ²	E (kJ/mol)	R ²
A2	65.533	0.9989	72.757	0.9622	53.455	0.9745
A3	40.579	0.9987	45.228	0.9555	32.404	0.9716
A4	27.998	0.9983	30.820	0.9540	21.856	0.9668
R2	141.762	0.9994	155.222	0.9668	116.737	0.9813
R3	140.532	0.9990	155.181	0.9666	116.720	0.9813
D1	276.582	0.9985	304.243	0.9641	231.254	0.9794
D2	280.531	0.9988	309.314	0.9641	235.203	0.9806
D3	90.623	0.9989	100.242	0.9657	74.596	0.9796
D4	282.751	0.9988	311.201	0.9644	237.373	0.9819
F1	140.498	0.9990	155.156	0.9667	116.720	0.9814
F2	4.635	0.6582	6.393	0.9867	2.468	0.7081
F3	18.859	0.8837	22.519	0.9955	14.693	0.9552

Tabel 4-8: NILAI ENERGI AKTIVITAS DAN FAKTOR PRE-EKSPONENSIAL PROPELAN RUM, RXS 450 DAN RX 1220 DENGAN METODE COATS-REDFERN

Jenis Propelan	Laju Pemanasan β (C/min)	Energi Aktivasi Ea (kJ/mol)	R ²	Faktor Pre-eksponensial A (/menit)	LOG A
RUM	10	140.498	0.999	3.583E+11	11.554
RX 450	10	155.156	0.967	3.462E+12	12.539
RX 1220	10	116.720	0.981	7.955E+08	8.901

Tabel 4- 9: ENERGI AKTIVASI (E), FAKTOR PRE-EKSPONENSIAL (A) DAN LOG A PROPELAN RUM, 450 DAN RX 1220 DENGAN METODE KISSINGER, FLYNN WALL OZAWA DAN COATS & REDFERN

Jenis Propelan	Kissinger			Flynn Wall Ozawa			Coats & Redfern		
	E (kJ/mol)	A (/menit)	LOG A	E (kJ/mol)	A (/menit)	LOG A	E (kJ/mol)	A (/menit)	LOG A
RUM	115.282	7.26E+08	8.86	112.505	9.87E+08	8.99	140.498	3.58E+11	11.55
RX 450	129.973	4.95E+10	10.69	123.005	1.99E+10	10.30	155.156	3.46E+12	12.53
RX 1220	109.870	1.43E+08	8.15	100.876	4.57E+07	7.66	116.720	7.95E+08	8.90

4.4 Perbandingan Nilai Parameter Kinetika Dekomposisi

Rangkuman nilai parameter kinetika dekomposisi termal pada propelan RUM, RX 450, dan RX 1220 yang sudah diperoleh menggunakan metode Kissinger, Flynn Wall Ozawa dan Coats & Redfern dirangkum pada tabel 4-9. Nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial hasil perhitungan dengan metode Kissinger dan FWO cukup berdekatan namun metode Kissinger memiliki nilai R² yang rendah (dibawah 0,9). Metode Coats & Redfern memberikan nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial yang lebih besar daripada Kissinger dan FWO.

Penelitian tentang penentuan nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial sudah banyak dilakukan. Waesche dan Wenograd (2000) mendapatkan nilai energi aktivasi antara 150-167 kJ/mol untuk propelan dengan 25% polibutadiene/ asam akrilik dan AP 75%. Vargeese (2016) mendapatkan nilai energi aktivasi 129-148 kJ/mol pada tahap pertama dekomposisi propelan dengan katalis CuO nanorods. Goncalves (2013) mendapatkan nilai energi aktivasi 126-134 kJ/mol dan nilai faktor pre-eksponensial $2,04 \times 10^{10}$ /menit untuk

propelan AP/HTPB. Liu Leili, Li Fengsheng, dkk (2004) mendapatkan nilai energi aktivasi 100-172 kJ/mol pada propelan AP/HTPB yang ditambahkan katalis nano bubuk logam. Sementara itu, Babar dan Malik (2014) memperoleh nilai energi aktivasi 127,1 kJ/mol dan nilai faktor pre-eksponensial $2,79 \times 10^9$ /min untuk propelan AP/HTPB.

Berdasarkan referensi tersebut maka dapat disimpulkan bahwa nilai energi aktivasi hasil perhitungan pada penelitian ini masih relevan mengingat perbedaan spesifikasi material dan komposisi yang digunakan. Energi aktivasi propelan berada pada rentang wajar (50 – 300 kJ/mol) dan nilai faktor pre-eksponensial (yang ditandai dengan nilai log A) juga berada pada rentang wajar (8 – 30) (Blaine, 2015).

Energi aktivasi RX 1220 < propelan RUM < propelan RX 450. Energi aktivasi propelan RX 1220 adalah yang terendah. Hal ini semakin mengukuhkan hipotesis yang dibuat pada makalah sebelumnya bahwa penggunaan AP trimodul akan memberikan efek katalitik pada propelan. Ukuran partikel AP yang lebih kecil membuat luas permukaan AP makin besar. Selain itu, penggunaan AP trimodal membuat susunan partikel AP

lebih kompak dalam mengisi ruang kosong antar *network* polimer binder propelan. Hal ini membuat proses dekomposisi propelan dapat berlangsung lebih cepat dan propelan menjadi lebih reaktif. Untuk memulai dekomposisi termal, propelan RX 1220 membutuhkan energi yang lebih kecil daripada propelan RUM dan RX 450.

RX 450 memiliki nilai energi aktivasi tertinggi, bahkan lebih tinggi dari propelan RUM. Hal ini menarik karena, propelan RX 450, sama seperti propelan RX 1220, menggunakan aditif Al, seharusnya juga menunjukkan efek katalitik. Seperti dijelaskan pada jurnal sebelumnya (Dewi dan Yulia, 2016), penambahan logam Al terbukti memberikan efek katalitik karena terbukti menghilangkan terbentuknya produk antara (*intermediate product*) pada dekomposisi propelan AP/HTPB yang ditandai dengan hilangnya kurva eksotermis produk antara pada suhu sekitar 277°C.

Katalis seharusnya menurunkan energi aktivasi sehingga mempercepat dan mempersingkat proses dekomposisi (Vargeese, 2016). Namun tidak selamanya penambahan katalis akan menurunkan energi aktivasi. Hal ini juga terjadi, salah satunya, pada penelitian Babar dan Malik (2014). Babar dan Malik menggunakan katalis MgO sebanyak 2% pada propelan AP/HTPB. Energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial propelan berkatalis MgO ternyata lebih tinggi dari propelan tanpa katalis. Tingginya energi aktivasi pada propelan RX 450 diduga karena penggunaan AP bimodal dengan ukuran partikel besar (400µm dan 200µm). AP berukuran partikel besar memberikan efek katalitik yang lebih rendah.

Seperti sudah disebutkan sebelumnya, faktor pre-eksponensial ketiga propelan memiliki tren yang sama dengan energi aktivasi walaupun dihitung menggunakan tiga metode yang berbeda. Faktor pre-eksponensial propelan RX 1220 < propelan RUM < propelan

RX 450. Faktor pre-eksponensial menunjukkan frekuensi tumbukan antar atom yang terjadi per menit. Semakin besar nilai faktor pre-eksponensial (A), semakin besar nilai konstanta laju reaksi karena nilai A berbanding lurus dengan laju/konstanta reaksi (k).

5 KESIMPULAN

Metode Kissinger, Flynn Wall Ozawa, dan Coats & Redfern dapat dijadikan metode penentuan parameter kinetika dekomposisi termal yang terpercaya. Energi aktivasi propelan LAPAN secara umum berkisar antara 100,876 – 155,156 kJ/mol sementara faktor pre-eksponensial berkisar antara $4,57 \times 10^7$ – $3,46 \times 10^{12}/\text{min}$.

Metode Kissinger dan FWO memberikan nilai energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial yang mirip sedangkan metode Coats & Redfern memberikan nilai energi aktivasi yang lebih tinggi dari kedua metode yang lain. Sementara itu, nilai R² pada grafik plot perhitungan energi aktivasi metode Kissinger lebih rendah daripada metode Flynn Wall Ozawa dan Coats & Redfern,

Berdasarkan metode Coats & Redfern, mekanisme dekomposisi termal yang paling mungkin terjadi pada propelan LAPAN adalah F1 (nukleasi acak dengan satu nukleus pada partikel individu). Energi aktivasi dan faktor pre-eksponensial propelan RX 1220 adalah terendah dari ketiga sampel. Hal ini membuktikan bahwa penggunaan AP trimodul memiliki efek katalitik yang menurunkan besarnya energi aktivasi. Propelan RX 1220 lebih mudah terdekomposisi (lebih mudah bereaksi) daripada propelan RUM dan RX 450.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih ditujukan pada Ka Pustekroket Drs. Sutrisno, M.Si dan Kabid Program dan Fasilitas Dr. Heru Supriyatno selaku pembimbing. Ucapan terima kasih juga ditujukan pada rekan-rekan di Lab Insulasi Termal, dan Lab Proses Propelan, Pustekroket, LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

- Aboulkas, A and Harfi, K. EL., 2008. *Study of Kinetics and Mechanism of Thermal Decomposition of Moroccan Tarfaya Oil Shale and It's Kerogen*, Oil Shale, Vol 2, No.4 : 426 – 443.
- Babar, Zaheer Ud-ddin and Abdul Qadeer Malik, 2014. *Thermal Decomposition and Kinetic Evaluation of Composite Propellant Material Catalyzed with Nano Magnesium Oxide*, NUST Journal of Engineering Science, Vol 7 No 1 : 5 – 14.
- Bawase, M.A; Khandaskar, H.L; Kenjale, V.G; Saraf, M.R., 2012. *Application of Thermo-Gravimetric Analysis as a Laboratory Tool for Prediction of Relative Life of Polymers*, AdMet Paper No. CM 002 : 1 - 6.
- Blaine, George, 2015. *Practical Aspects of Kinetics Determination by Thermal Analysis*. TAWebinar by TA Instruments, <https://www.youtube.com/watch?v=ofsy6Ggi4PY>, diakses pada 28 Oktober 2016.
- Cai, Weidong; Thakre, Piyus; and Yang, Vigor, 2008. *A Model of AP/HTPB Composite Propellant Combustion in Rocket Motor Environment*, Combustion Science and Technology, 180 : 2143 – 2169.
- Chen, J.K and Brill, T.B., 1991. *Chemistry and Kinetics of Hydroxyl-terminated Polybutadiene (HTPB) and Diisocyanate-HTPB Polymers During Slow Decomposition and Combustion-like Conditions*, Combustion and Flame, 87 : 217 – 232.
- Dewi, Wiwiek Utami dan Yulia Azatil Ismah, 2016. *Dekomposisi Termal Propelan Komposit Berbasis Amonium Perklorat / Hydroxy Terminated Polybutadiene*, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol 14, No. 1 : 17 – 24.
- Fuente, Jose Luis, 2009. *An Analysis of The Thermal Aging Behaviour in High Performance Energetic Composites Through The Glass Transition Temperatur*, Polymer Degradation and Stability, 94 : 664 – 669.
- Goncalves, R.F.B.; Rocco, J.A.F.F dan Iha, K., 2013. *Thermal Decomposition Kinetics of Aged Solid Propellant Based on Ammonium Perchlorate – AP/HTPB Binder*. 325 – 342 pp In Elkordy, Amal Ali (Ed). *Applications of Calorimetry in a Wide Context - Differential Scanning Calorimetry, Isothermal Titration Calorimetry and Microcalorimetry*. InTech, Vienna.
- Kakumanu, Lalith V; Yadav, Narendra; Karmakar, Srinibas, 2014. *Combustion Study of Composite Solid Propellants Containing Metal Phthalocyanines*, International Journal of Aerospace Science, 3 (2) : 21 – 36.
- Leili, Liu; Fengsheng, Li; Linghua, Tan; Min, Li dan Yi, Yang, 2004. *Effects of Metal and Composite Metal Nanopowders on The Thermal Decomposition of Ammonium Perchlorate (AP) and The Ammonium Perchlorate/ Hydroxyterminated Polybutadiene (AP/HTPB) Composite Solid Propellant*, Chinese J. Chem. Eng., 12 (4) : 595 – 598.
- Majda, Dorota; Korobov, Alexander; Fileks, Urszula; Midgley, Paul; dkk, 2008. *Low-Temperature Thermal Decomposition of Large Single Crystals of Ammonium Perchlorate*, Chemical Physical Letters, 454 : 233 – 236.
- Mullen, J. Christine, 2010. *Composite Propellant Combustion With Low Aluminum Agglomeration*, Disertasi Doktorat University of Illinois. Illinois. 203 hlmn.
- Pilawka, Ryszard dan Maka, Honorata, 2014. *Kinetics of Thermal Decomposition of Isocyanate-Epoxy materials Crosslinked in The Presence of 1-ethylimidazole Accelerator*. <http://en.www.ichp.pl/attach.php?id=2424> diunduh: 14 Agustus 2015
- Sengupta, Rajatendu; S. Sabharwal; Anil K; Bhowmick, Tapan K; dan Chaki, 2006. *Thermogravimetric Studies on Polyamide-6,6 Modified by Electron Beam Irradiation and by Nanofillers*, Polymer Degradation and Stability, 91 : 1311 – 1318.
- Sinditskii, Valery P dan Egorsev, Viacheslav Yu, 2010. *Combustion Mechanism and Kinetic of Thermal Decomposition of Amonium Chlorate and Nitrite*, Central

- European Journal of Energetic Material, 7 (1) : 61 – 75.
- Vargeese, Anuj A, 2016. *A Kinetics Investigation on The Mechanism and Activity of Copper Oxide Nanorods on The Thermal Decomposition of Propellants*, Combustion and Flame, 163 : 354 – 360.
- Vasconcelos, Gubran da Cuncha, Rogerio Lago Mazur, Bruno Ribeiro, Edson Coccieri Botelho, dan Michelle Leali Costa, 2014. *Evaluation of Decomposition Kinetics of Poly (Ether-Ether-Ketone) by Thermogravimetric Analysis*, Materials Research, 17 (1) : 227 – 235.
- Waesche, R.H.W., dan J. Wenograd, 2000. *Calculation of Solid-Propellant Burning Rates from Condensed-Phase Decomposition Kinetics*, Combustion, Explosion and Shock Waves, Vol 36 (1) : 125 – 134.
- Wang, Xiu-Li, Ke-Ke Yang, Yu-Zhong Wang, Bo Wu, Ya Liu, Bing Yang, 2003. *Thermogravimetric Analysis of The Decomposition of Poly(1,4-dioxan-2-one)/Strach Blends*, Polymer Degradation and Stability, 81 : 415 – 421.

PENELITIAN TRANSMISIBILITAS ALAT PEREDAM GETARAN PADA MUATAN ROKET RX 550 LAPAN (RESEARCH TRANSMISSIBILITY OF VIBRATION DAMPERS EQUIPMENTS ON ROCKET RX 550 LAPAN)

Agus Budi Djatmiko

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

e-mail : agusbudi60@gmail.com

Diterima 8 Desember 2016; Direvisi 17 Januari 2018; Disetujui 19 Januari 2018

ABSTRACT

Every single piece of structural engineering as well as the rocket payload, has its mass and elasticity, and also has the potential to cause vibration. In general, the occurrence of vibration in the engineering structure is not desirable. Therefore, to the extent possible the vibrations is arranged to be muted. Acceleration nuisance caused by the combustion process in rocket can cause vibrations with a large amplitude resulting in damage to the structure of the mutant rockets and electronic equipment that is in charge of the rocket could not work as intended, based on the experience of electronic equipment will be damaged if the acceleration bully at 10 g that work on the rocket is not reduced, it is designed for a vibration damping apparatus, equipment consisting of springs and dampers are arranged such that a damping effecton the vibration occurs. In this research used springs with stiffness $k = 120,000 \text{ N/m}$, damping factor = 0.0503 and mass of charge (m) = 10.5 kg, with acceleration of 1 G and working frequency from 0 to 2000 Hz. Interest transmissibility research on tool vibration dampers is to determine the magnitude of the acceleration is transmitted to the rocket payload. The results of the dampening experiment, at the beginning of acceleration or G force transmitted to a rocket load of 1 g or $TR = 1$, but after passing a resonance or $\omega/\omega_n > 1,414$ obtained G force transmitted to a rocket payload of 0,1 g or $TR = 0.1$ (the silencer is good enough). From the results of this study can be said that the silencer can be used to reduce vibration on the rocket payload RX 550.

Keywords: *vibration damper, transmissibility, rocket payload*

ABSTRAK

Setiap struktur rekayasa seperti halnya pada muatan roket, mempunyai massa dan elastisitas, maka struktur tersebut mempunyai potensi untuk menimbulkan getaran. Pada umumnya terjadinya getaran pada struktur rekayasa adalah tidak diinginkan, oleh karena itu sedapat mungkin getaran tersebut diusahakan untuk diredam. Percepatan pengganggu yang ditimbulkan oleh proses pembakaran pada roket dapat menyebabkan getaran dengan amplitudo yang besar yang mengakibatkan kerusakan pada struktur mutan roket dan alat elektronik yang ada pada muatan roket sehingga tidak dapat bekerja seperti yang diinginkan. Berdasarkan pengalaman, alat elektronik akan mengalami kerusakan jika percepatan pengganggu sebesar 10 g yang bekerja pada roket tidak direduksi. Untuk itu dirancang suatu alat peredam getaran, peralatan tersebut terdiri dari pegas dan damper atau peredam yang disusun sedemikian rupa sehingga muncul efek redaman terhadap getaran. Pada penelitian ini digunakan pegas dengan kekakuan $k = 120.000 \text{ N/m}$, faktor redaman $\zeta = 0,0503$ dan massa muatan (m) = 10,5 kg, dengan percepatan sebesar 1 G dan frekuensi kerja dari 0 sampai dengan 2000 Hz. Tujuan penelitian transmisibilitas pada alat peredam getaran ini adalah untuk mengetahui besarnya percepatan yang ditransmisikan ke muatan roket. Hasil penelitian alat peredam, pada saat awal percepatan pengganggu atau *G force* yang ditransmisikan ke muatan roket sebesar 1 g atau $TR = 1$, tetapi setelah melewati resonansi atau $\omega/\omega_n > 1,414$ didapat *G force* yang ditransmisikan ke muatan roket sebesar 0,1 g atau $TR = 0,1$ (alat cukup baik). Dari hasil penelitian ini dapat dikatakan bahwa alat peredam dapat digunakan untuk meredam getaran pada muatan roket RX 550.

Kata kunci : *peredam getaran, transmisibilitas, muatan roket*

1 PENDAHULUAN

Latar belakang dari penulisan ini adalah untuk mengetahui karakteristik dari alat peredam yang terdiri dari faktor redaman, elastisitas dan transmisibilitas.

Pembuatan alat peredam muatan pada roket RX 550 adalah untuk mendukung keberhasilan peluncuran roket RX 550, dalam rangka menunjang program peroketan yang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Roket, Deputi Teknologi Penerbangan dan Antariksa LAPAN. Pembahasan ini bertujuan agar alat peredam getaran pada muatan roket dapat meredam percepatan pengganggu atau *G force* tersebut, karena roket akan bergetar dengan amplitudo yang besar atau resonansi dan dapat menyebabkan kerusakan pada muatan roket. Salah satu pendekatannya yaitu melakukan studi lengkap terhadap persamaan gerakan sistim yang ditinjau. mula-mula sistim diidealisasi dan disederhanakan dengan terminologi massa dan pegas yang berturut turut menyatakan benda dan elastisitas. Kemudian persamaan gerakan menyatakan sebagai fungsi

waktu atau akan memberikan jarak kedudukan massa sesaat selama gerakannya dan kedudukan keseimbangannya. (Liu dan Liu, 2004; Zahrai dan Rod, 2009; Puzyrov dan Awrejcewicz, 2017) Setiap benda yang mempunyai massa dan elastisitas mempunyai potensi untuk bergetar. Oleh karena itu setiap struktur rekayasa seperti halnya pada muatan roket mempunyai massa dan elastisitas, maka struktur tersebut mempunyai potensi untuk menimbulkan getaran. Untuk hal itu dalam getaran dipelajari gerakan osilasi dari suatu benda di sekitar posisi keseimbangannya.

Pada umumnya terjadinya getaran pada struktur rekayasa adalah tidak diinginkan, oleh karena itu sedapat mungkin getaran tersebut diusahakan untuk diredam (Sapinski, 2009; Liu dan Liu, 2004).

Berdasarkan pengalaman selama ini pada saat peluncuran roket, alat *Global Positioning System* (GPS) yang terdapat pada muatan roket mengalami gangguan pada saat roket mengalami G-

force sebesar 10 gravitasi bumi, sehingga sulit untuk melacak keberadaan roket tersebut (Adi dan kawan-kawan, 2012). Untuk itu dirancang sebuah alat untuk mengurangi efek G-force terhadap peralatan elektronik yang ada pada muatan roket. Peralatan terdiri dari pegas dan damper yang disusun sedemikian rupa sehingga efek redaman terhadap getaran terjadi.

Pada penelitian ini dilakukan pengukuran transmisibilitas pada alat peredam getaran yang tujuannya adalah untuk mengetahui besarnya percepatan yang ditransmisikan ke muatan roket (Thomson, 1981; Tengli, 2011; Voss dan kawan-kawan, 2009).

2 LANDASAN TEORI

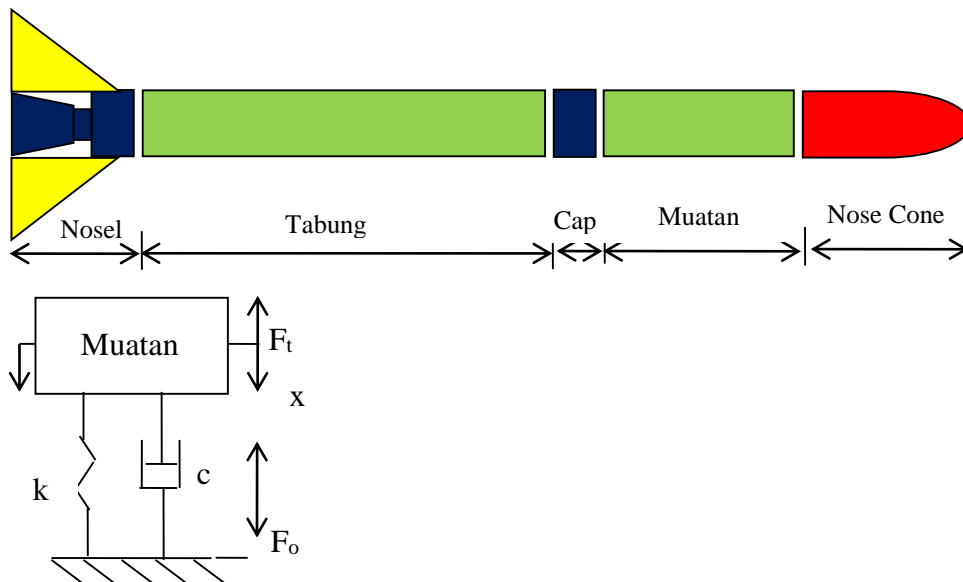
Gaya-gaya penggetar yang ditimbulkan oleh sistim yang bergerak, seperti roket, seringkali tidak dapat dihindari, namun pengaruhnya terhadap sistim dinamik dapat berkurang banyak oleh adanya pegas dan peredam yang dirancang dengan tepat yang disebut sebagai isolator.

Mula-mula sistim diidealisasikan dan disederhanakan dengan terminologi massa, pegas dan dashpot berturut-turut menyatakan benda elastisitas dan gesekan sistim, kemudian persamaan gerakan menyatakan perpindahan sebagai fungsi waktu atau akan memberikan jarak kedudukan massa sesaat selama gerakannya dan kedudukan keseimbangannya. Kemudian dengan persamaan gerakannya diperoleh sifat-sifat penting sistim getarannya yaitu faktor redaman dan Transmisibilitas (Crocker, 2007. Voss dan kawan-kawan, 2009).

Sistim peredam getaran pada muatan roket RX 550-LAPAN dapat diidealisasikan sebagai berikut:

2.1 Persamaan Getaran Teredam

Untuk menganalisa suatu sistim getaran maka perlu diketahui terlebih dahulu persamaan gerak dari sistim getaran tersebut dan persamaan gerak sistim peredam getaran pada muatan RX 550 sebagai berikut:



Gambar 2-1: Model Sistim peredam getaran pada muatan roket RX 550

Dimana:

m adalah massa muatan (kg), k adalah konstanta pemegasan (N/m), c adalah koefisien peredaman N/m/detik, $F_o(t)$ adalah gaya eksitasi dari roket (N), $F(t)$ adalah gaya yang diteruskan ke muatan roket (N).

Persamaan gerak model sistim peredam getaran pada Gambar 2-1 adalah persamaan 1 (Rao, 2007).

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F_o(t) \tag{2-1}$$

Keterangan:

- $m\ddot{x}$ = gaya inersia
- $c\dot{x}$ = gaya redaman
- kx = gaya pemegasan
- x = defleksi dari kedudukan awal

Penyelesaian persamaan adalah $F_o(t) = 0$. dimana persamaan akan memberi pengertian tentang peranan redaman.

2.2 Transmisibilitas

Dari diagram benda bebas persamaan diferensial gerak untuk sistim peredam getaran pada muatan roket RX 550 (Gambar 2-1) memberikan persamaan (2-2).

$$-m\omega^2 X + c\omega X + kX = F_o \tag{2-2}$$

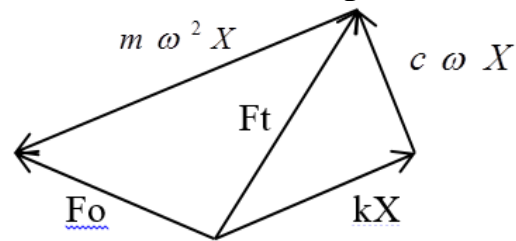
$$X\sqrt{(k - m\omega^2)^2 + (c\omega)^2} = F_o$$

$$X = \frac{F_o/k}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2\right]^2 + \left(2\xi \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} \tag{2-3}$$

Gaya yang diteruskan ke muatan melalui pegas dan peredam adalah persamaan (2-1), (2-2), dan (2-3).

$$F_T = \sqrt{(kX)^2 + (c\omega X)^2} \tag{2-4}$$

Gaya-gaya pada persamaan (2-2) dan (2-4) diatas dapat digambarkan dalam bentuk vektor sebagai berikut:



Gambar 2-2: Gaya pengganggu F_o yang diteruskan lewat pegas dan peredam

Berdasarkan Gambar 2-2 maka dapat dibuat persamaan sebagai berikut

$$\frac{F_T}{F_o} = \frac{\sqrt{1 + \left(\frac{c\omega}{k}\right)^2}}{\sqrt{\left[1 - \frac{m\omega^2}{k}\right]^2 + \left[\frac{c\omega}{k}\right]^2}} = TR \tag{2-5}$$

$$\frac{A_t}{A_o} = TR = \frac{\sqrt{1 + \left(2\xi \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2\right]^2 + \left[2\xi \frac{\omega}{\omega_n}\right]^2}}$$

Dimana :

- F_o = gaya pengganggu dari roket dan,
- F_t = gaya yang diteruskan ke muatan roket (GPS) (Thomson, 1981; Crocker, 2007).

Karena gaya pengganggu dan gaya transmisibilitas pada roket merupakan fungsi dari percepatan, maka dapat ditulis sebagai berikut :

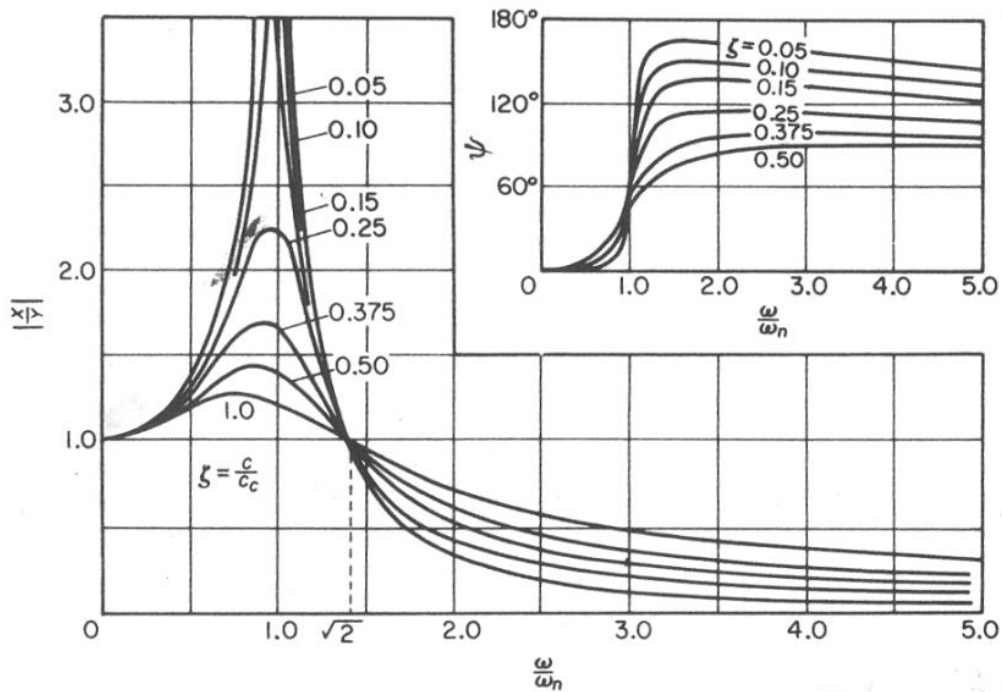
Perbandingan $\frac{A_t}{A_o} = \frac{F_T}{F_o}$ disebut sebagai

Transmisibilitas (TR) dimana:

A_o = percepatan pengganggu

A_t = Percepatan yang diteruskan ke GPS.

Hubungan antara transmisibilitas dengan ratio frekuensi terhadap faktor redaman dapat dijelaskan pada Gambar 2-3 (Crocker, 2007, Voss dan kawan-kawan, 2009).



Gambar 2-3 : Respon Frekuensi (Rao, 2007; Thomson, 1981; Voss dan kawan-kawan, 2009)

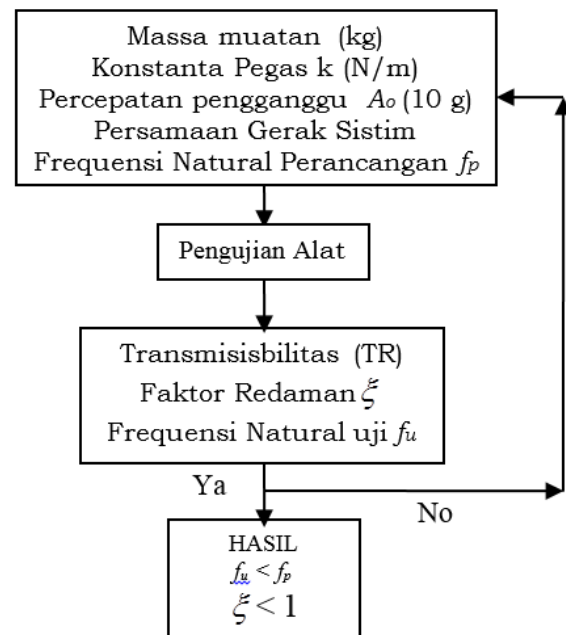
Dari grafik respon frekuensi Gambar 2-3, terlihat ratio amplitudo atau transmisibilitas di bawah nilai satu pada kondisi $(\omega/\omega_n) > \sqrt{2}$, dengan ini memantapkan kenyataan bahwa isolasi getaran hanya mungkin terjadi pada keadaan $(\omega/\omega_n) > \sqrt{2}$, didaerah $(\omega/\omega_n) > \sqrt{2}$ pegas tanpa redaman lebih baik dibanding dengan pegas dengan redaman untuk mengurangi transmisibilitas. (Thomson 1981; Crocker, 2007).

3 METODOLOGI

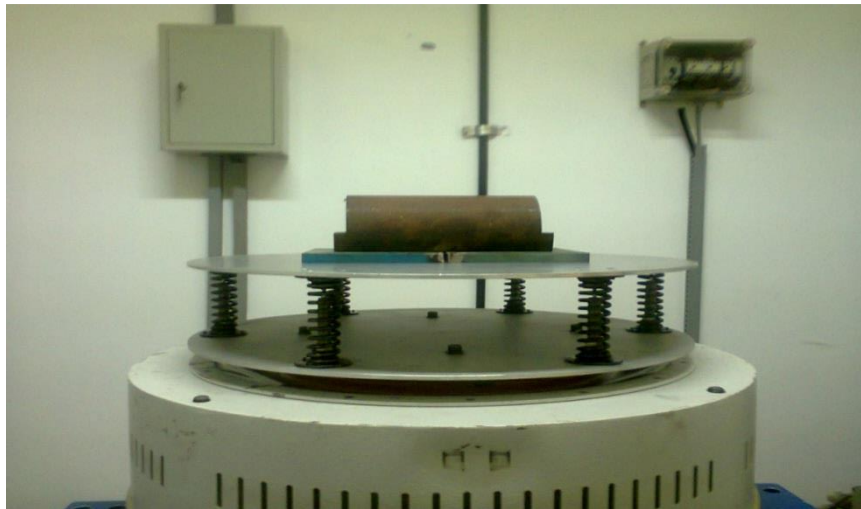
Penelitian dimulai dari desain alat, mencari data percepatan pengganggu faktor redaman, kemudian analisa persamaan gerak dari alat peredam getaran. Setelah itu menentukan besar konstanta pegas k (N/m) Setelah itu dicari persamaan transmisibilitas getaran untuk mengetahui besarnya percepatan yang ditransmisikan ke muatan roket, dan terakhir penelitian transmisibilitas alat peredam getaran

pada muatan roket RX 550 pada saat resonansi.

Penelitian dilakukan pada laboratorium Sentra Teknologi Polimer BPPT Kawasan PUSPIPTEK Serpong Tangerang.



Gambar 3-1: Diagram alir pengujian *transmissibility* alat peredam getaran

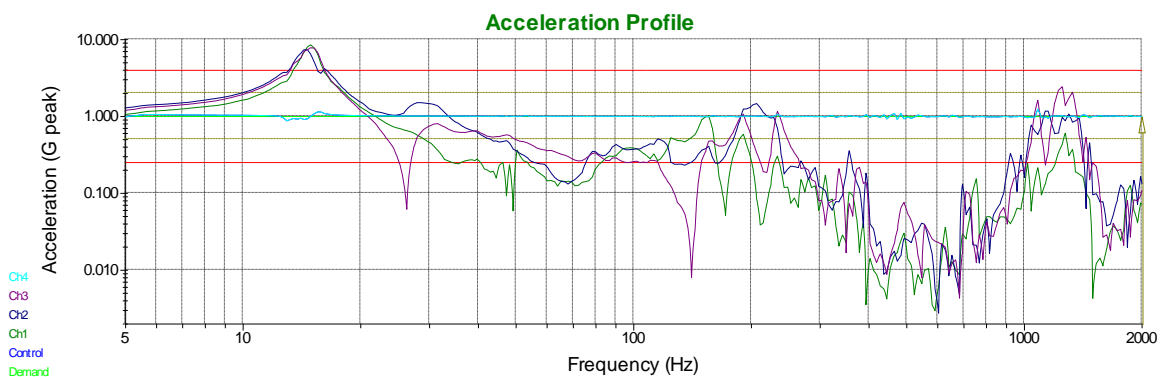


Gambar 3-2 : Alat peredam muatan roket RX 550 pada saat pengujian getaran (*vibration shaker*)



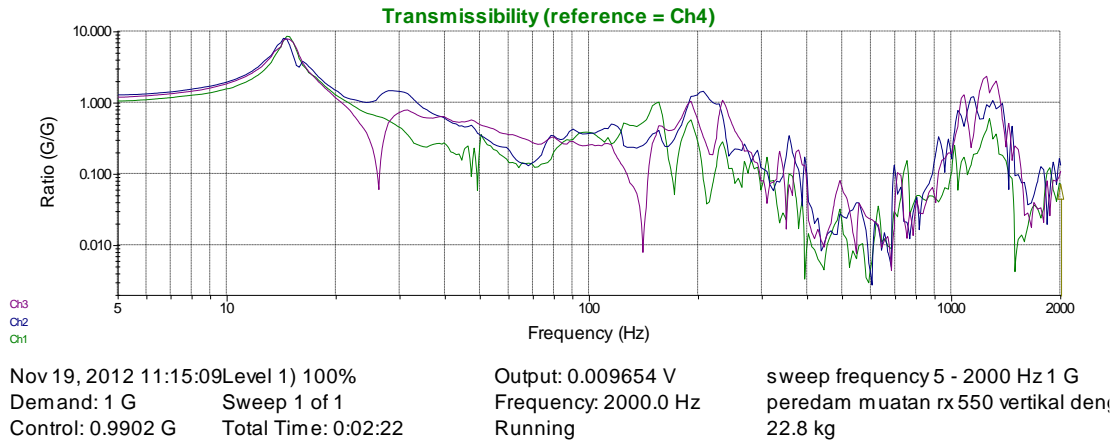
Gambar 3-3: Pemasangan alat peredam getaran muatan RX 550 pada alat uji getaran (*vibration shaker*)

4 HASIL PENGUJIAN

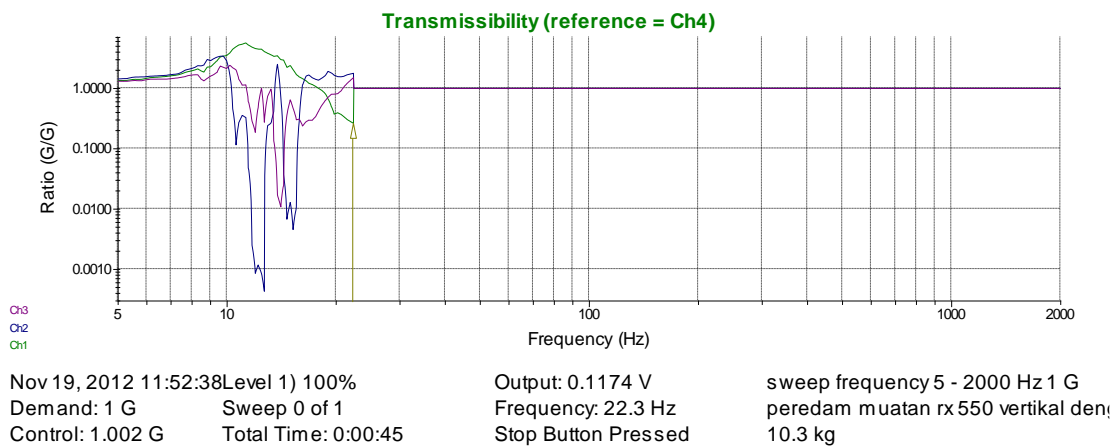


Nov 19, 2012 11:15:09	Level 1) 100%	Output: 0.009654 V	sweep frequency 5 - 2000 Hz 1 G
Demand: 1 G	Sweep 1 of 1	Frequency: 2000.0 Hz	peredam muatan rx 550 vertikal den; 22.8 kg
Control: 0.9902 G	Total Time: 0:02:22	Running	

Gambar 4-1: hasil pengujian frekuensi natural terhadap alat peredam muatan RX 550



Gambar 4-2: hasil pengujian *transmisibilitas* alat peredam muatan RX 550



Gambar 4-3: Kegagalan pengujian alat peredam pada saat resonansi

4.1 Frekuensi Natural, ω_n

Hasil perancangan didapat Frekuensi natural $\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} = \sqrt{\frac{120000}{10,5}} = 106,9 \text{ rad/detik}$ dan $f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} = 17,02 \text{ Hz}$

Sementara hasil penelitian yaitu pada saat kondisi percepatan pengganggu maksimum, didapat frekuensi natural $f_n = 16 \text{ Hz}$.

4.2 Faktor redaman (ξ)

Dari Gambar 4-2 (grafik transmisibilitas vs frekuensi) hasil pengujian didapat nilai transmisibilitas pada saat resonansi ($\omega = \omega_n$) yaitu $TR = 9,9$. Dengan menggunakan persamaan 2-5, maka didapat besarnya faktor redaman sebagai berikut:

$$TR = \frac{\sqrt{1 + (2\xi)^2}}{\sqrt{2\xi^2}}$$

dengan memasukkan nilai $TR = 9,9$ (Gambar 4-2). Kemudian menguadratkan persamaan maka didapat besar faktor redaman $\xi = 0,05$, alat peredam getaran (damper) dapat digunakan, karena nilai faktor redaman $\xi < 1$.

5 HASIL DAN PEMBAHASAN AWAL

Alat peredam yang dirancang telah dilakukan pengujian di Balai Pengujian Teknologi Polimer Puspitek Serpong yang tujuannya untuk mencari karakteristik dinamik alat peredam yang meliputi, frekuensi natural, faktor redaman dan amplitude beban kejut, hasil pengujian dapat dilihat pada Gambar 4-2 dan Gambar 4-1, dengan pembahasan hasil sebagai berikut:

- Dari Gambar 4-1 di atas (grafik percepatan vs frekuensi) telah dilakukan pengujian frekuensi natural terhadap alat peredam getaran pada frekuensi pengujian 5 sampai dengan 2000 Hz (sesuai dengan rekomendasi dari NASA mengenai frekuensi kerja roket) (Voss dan kawan-kawan, 2009) dan percepatan pengganggu sebesar 1 g, kemudian beban muatan sebesar 10,5 kg.

Dari hasil pengujian dapat dilihat bahwa frekuensi natural hasil pengukuran alat peredam getaran roket RX 550 LAPAN adalah sebesar $f_n = 16$ Hz yaitu pada saat grafik percepatan (*acceleration*) menunjukkan nilai tertinggi dan hasil perhitungan didapat frekuensi natural alat peredam muatan pada roket RX 550 yaitu $f_n = 17,02$ Hz, jadi penyimpangan hasil pengukuran dan perhitungan tidak terlalu jauh dengan tingkat kesalahan alat peredam sebesar $(17,02-16)/16 \times 100\% = 6,37\%$.

- Dari Gambar 4-2 (grafik transmisibilitas vs frekuensi), telah dilakukan pengujian *transmissibility* terhadap alat uji peredam getaran pada muatan roket RX 550 dengan frekuensi pengujian antara 5 s.d 2000 Hz dan percepatan pengganggu sebesar (*g force*) 1 g. Hasil pengujian *transmissibility* terhadap alat peredam muatan menunjukan hasil yang bagus. Dapat dilihat disini pada frekuensi awal antara 5 Hz dimana $TR = 1$, sampai dengan frekuensi 16 Hz nilai *transmissibility* menunjukan kenaikan dimana puncaknya pada saat frekuensi sama dengan frekuensi natural yaitu 16 HZ dengan nilai $TR = (G/G) = 9,9$ dan setelah itu grafik *transmissibility* menunjukkan penurunan setelah frekuensi natural, yang artinya peredaman berjalan baik sesuai dengan teori mengenai *transmissibility* (Gambar 2-3). Hal ini menunjukan bahwa alat peredam getaran yang dirancang berjalan dengan baik dan dapat digunakan sebagai peredam getaran pada roket RX 550 LAPAN.

Ratio $(G/G) = \text{transmissibility}$, dimana *transmissibility* adalah perbandingan antara percepatan yang diteruskan ke muatan dalam hal ini massa (m) terhadap percepatan pengganggu.

- Persamaan (2-1) diturunkan dari persamaan gerak dari model sistim alat peredam getaran (Gambar 2-1) kemudian dianggap sebagai gerak harmonik sederhana $x = X \sin(\omega t - \phi)$ lalu dimasukkan kedalam persamaan (2-1) sehingga mendapatkan persamaan (2-2) yaitu $-m\omega^2 X + c\omega X + kX = F_o$, kemudian diteruskan ke muatan roket melalui pegas dan peredam untuk mencari besar amplitudo yang terjadi dapat digunakan persamaan (2-3) dan untuk mengetahui besarnya gaya yang viskos digunakan persamaan (2-4).

Persamaan (2-2) dan (2-4) dapat digambarkan dalam bentuk vektor agar memudahkan dalam mempelajari masalah peredaman atau isolasi getaran seperti (Gambar 2-2) dan persamaan 2-5 menunjukkan perbandingan antara gaya yang diteruskan ke muatan (F_T) terhadap gaya pengganggu dari roket (F_o) atau disebut sebagai *Transmissibilitas* (TR), karena percepatan merupakan fungsi dari gaya maka persamaan (2-5) dapat dituliskan sebagai perbandingan antara percepatan yang diteruskan ke muatan (A_T) terhadap percepatan pengganggu (A_o) atau *G force* dari roket.

- Hasil pengujian *transmissibilitas* (TR) terhadap alat peredam getaran RX 550 (Gambar 4-2) menunjukan hasil yang baik yaitu setelah resonansi nilai *transmissibilitas* menurun, hal ini sesuai dengan hasil perancangan alat peredam getaran. Pada kondisi resonansi $\omega = \omega_n$ didapat nilai *transmissibilitas* $TR = 9.9$ dan hasil perhitungan didapat besar faktor redaman $\xi = 0.05$ (Zahrai dan Rod, 2009; Sapinski, 2009).
- Hasil pengujian pada saat resonansi terhadap alat peredam getaran dengan

kekakuan pegas $k = 120.000 \text{ N/m}$ dan massa muatan (m) = 10.5 kg, didapat besarnya transmisibilitas $TR=9.99$, faktor redaman $\xi = 0.0503$, dan amplitudo $X = 8.38 \text{ mm}$ dan alat peredam tidak mengalami kerusakan.

- Hasil pengujian pada saat resonansi terhadap alat peredam getaran pada muatan roket RX 550 cukup baik, alat dapat meredam percepatan pengganggu (A_0) yang terjadi dapat dilihat pada (Gambar 4-1). Pada awalnya Percepatan yang diteruskan (A_T) naik kemudian setelah resonansi percepatan (A_T) mengecil. Hasil pengujian didapat frekuensi natural alat peredam getaran $f_n = 16 \text{ Hz}$ dan hasil perhitungan didapat besar frekuensi natural $f_n = 17,02 \text{ Hz}$.
- Dari hasil pengujian terhadap alat peredam getaran pada muatan roket RX 550 dapat dikatakan cukup memuaskan karena pada saat resonansi, alat peredam getaran dapat bekerja sesuai dengan yang diinginkan dan tidak mengalami kerusakan.

6 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pengujian terhadap alat peredam getaran muatan roket RX 550, dapat dilihat dari grafik pengujian *transmissibility* (Gambar 4-2), alat dapat meredam getaran dengan baik setelah resonansi or $\omega/\omega_n > 1,414$ nilai $TR < 1$ sesuai dengan teori peredam getaran lihat Gambar 2-3.

Dengan alat peredam getaran ini, G force atau percepatan pengganggu dari roket sebesar 10 gravitasi bumi (10g), Setelah resonansi dapat diperkecil hingga $TR = 0,1$ artinya setelah resonansi percepatan pengganggu atau G force yang ditransmisikan pada muatan hanya sebesar 1 g.

Alat peredam muatan roket RX 550 terdiri dari pegas dan peredam viskos, sehingga kondisi resonansi pada alat peredam getaran tidak dapat dihindarkan

namun dapat dikurangi dengan memperbesar peredam viskos.

Perlu penelitian lebih lanjut agar alat peredam getaran pada muatan roket lebih baik dari yang ada sekarang dengan merubah transmissibilitas pada saat resonansi menjadi lebih lebih kecil.

UCAPAN TERIMA KASIH

Dengan selesainya penelitian ini saya sebagai penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Roket LAPAN, Leader Struktur Kerekayasaan Roket Sonda LAPAN yang telah memberikan ijin dan data-data untuk penelitian ini dan tak lupa penulis juga mengucapkan terima kasih kepada Prof. DR. Heri Wibowo atas bantuannya dalam menyelesaikan makalah ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Adi A.P., Wigati, dan Sutisno, 2012. *Sistem Peredam Vibrasi dan Shock Serta Perpindahan Panas Pada Payload Roket*. Prosiding Insinas 2012. ISBN 978-602-18926-2-6.
- Crocker M. J., 2007. *Handbook of Noise and Vibration Control*, John Wiley & Sons.
- Li and Gohnert M., 2010. *Lever Mechanism for Vibration Isolation*. Peer-reviewed & Open access journal ISSN: 1804-1191 | www.pieb.cz ATI – Applied Technologies & Innovations Volume 1 | Issue 1 | April 2010.
- Liu K. and Liu J., 2004. *The Damped Dynamic Vibration Absorbers: Revisited and New Result*. Journal of Sound and Vibration 284, 1181–1189.
- Puzyrov V., and Awrejcewicz J., 2017. *On the Optimum Absorber Parameters Revising the Classical Results*. Journal of Theoretical and Applied Mechanics 55, 3, 1081-1089, Warsaw DOI: 10.15632/jtam-pl.55.3.1081.
- Rao S.S., 2007. *Vibration of Continuous Systems*. Jhon Wiley & Sons Publishing Company, Published Online: 23 MAR 2007 Print ISBN: 9780471771715.
- Sapinski B., 2009. *Magnetorheological Dampers in Vibration Control of Mechanical Structures*. University of Science and Technology Krakov, Poland. journals.bg.agh.edu.pl/Mechanics/2009-01/mech04.pdf.

Tengli P.N., 2011. *A Study on Vibration Problems of Solid Propellant Rocket Motor*. Mechanical Engineering, PES Institute of Technology, Bangalore.

Thomson W.T., 1981. *Theory Of Vibration With Aplications*. 2nd Edition Prentice-Hall Inc. California 1981.

Voss L, Allais T., King S., and Parkins J., 2009. *Plans and Specifications of A Suborbital*

Rocket Payload. AKPV Engineering University of Wyoming.

Zahrai S., M and Rod A.F., 2009. *Effect of Impact Damper on SDOF System Vibrations Under Harmonic and Impulsive Excitations*. *Journal of Physics Conference Series* 181 www.ltpaobserverproject.com.

PENGARUH KETEBALAN DI TENGAH TABUNG MOTOR ROKET RX 122 YANG PANJANG (THE EFFECT OF THICKNESS IN THE MIDDLE OF RX 122 LONG ROCKET MOTOR TUBE)

Ediwan

Pusat Teknologi Roket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN Rumpin – Bogor 16350 Indonesia

e-mail: ediwan.ok20@yahoo.com

Diterima 8 Desember 2016; Direvisi 23 Januari 2018; Disetujui 24 Januari 2018

ABSTRACT

In the calculation of rocket tube due to the effect of pressure and temperature, if the comparison of length and diameter is large, then the bending stress and bucking stress will occur because of the weight, shear force, and torsion of the tube. For this reason, the tube needs to be thickened on the middle part so the pressure in the middle part will be reduced but will not result a new bigger pressure. In-depth analysis of the tubes was conducted on a long tube which is 2000 mm long and having 122 mm diameter. The analysis was only regarding the effect of the pressure on the tube with same thickness and the tube with thickened middle part for the purpose of seeing the effect of thickening the middle part of the tube and how much thickness in the middle part is allowed, so the effect of bending and buckling stress can be neglected.

Keywords: *rocket tube, pressure effect*

ABSTRAK

Pada perhitungan tabung roket akibat pengaruh tekanan dan temperatur, bila perbandingan antara panjang dan diameter cukup besar, perlu memperhitungkan terjadinya tegangan *bending* akibat berat dan tegangan *buckling* akibat ketebalan. Untuk menghindari tegangan tersebut maka bagian tengah tabung harus lebih tebal agar tegangan bagian tengah berkurang, tetapi tidak menimbulkan tegangan yang lebih besar lagi. Analisis yang lebih mendalam tentang tabung dilakukan pada tabung yang cukup panjang yaitu 2000 mm dan diameter 122 mm. Analisis yang dilakukan hanya dari pengaruh tekanan saja pada tabung yang tebalnya sama dan tabung yang tengahnya dipertebal, dengan tujuan untuk melihat pengaruh penebalan bagian tengah tabung tersebut dan sampai ketebalan berapa tabung bagian tengah diizinkan sehingga akibat terjadinya *bending* dan *buckling* dapat diabaikan.

Kata Kunci: *tabung roket, pengaruh tekanan*

1 PENDAHULUAN

Setiap melakukan suatu perubahan dalam suatu desain, perlu memperhatikan semua pengaruh yang akan diterima struktur agar struktur yang akan digunakan aman dalam operasinya. Salah satu perubahan pada tabung RX122 adalah pengaruh ketebalan bagian tengah untuk menghindari tegangan *bending* dan *buckling*.

Ketebalan bagian tengah berfungsi untuk menurunkan tegangan yang terjadi dari tabung yang berukuran panjang dan tipis, dengan cara meningkatkan kekakuan pada bagian tabung tersebut.

Proses penebalan ini dapat dilakukan dengan cara menambah *ring* atau cincin pada bagian tengah tabung atau dari tabung yang tebal dibubut dengan menyisakan ketebalan hanya pada bagian tengah saja, seperti yang dilakukan pada roket RX 122 yang berdiameter 122 mm dan tebal 6 mm, sehingga tabung menjadi berat, untuk meringankan berat tabung maka tabung yang tebalnya 6 mm dibubut menjadi 2,5 mm dengan menyisakan ketebalan pada bagian tengah saja, dengan demikian berat tabung menjadi lebih ringan.

Pengaruh ketebalan bagian tengah ini akan dianalisa dari pengaruh tekanan, agar tegangan yang terjadi kecil, sehingga tabung tidak dianggap panjang dengan adanya ketebalan tersebut. Namun tegangan harus di bawah tegangan

ketika tabung tanpa penebalan, sehingga pengaruh *bending* dan *buckling* dapat diabaikan.

Analisa dilakukan dengan membuat variasi ketebalan bagian tengah, dari 2,5 mm tanpa penambah ketebalan, dimulai tebal 6 mm sampai 2 cm yang dilakukan pada tabung berdiameter 122 mm.

Penelitian ini dilakukan untuk mendapatkan struktur tabung motor roket yang lebih ringan namun tetap aman dalam operasinya, sehingga jangkauannya lebih jauh dan mencapai tujuan yang diinginkan.

2 TEORI DASAR

Perhitungan teoritis yang akan dilakukan adalah perhitungan *exact*, dan perhitungan yang menggunakan perangkat lunak komputer yaitu metode pendekatan atau rekayasa.

Hasil perhitungan secara teoritis dihitung dengan menggunakan rumus berikut (William 1992, ASME 2005)

- *Displacement* arah radial keluar dinding tabung di mana p adalah tekanan, r radius, E modulus elastisitas dan t tebal,

$$\Delta R = \frac{P \cdot R^2}{E \cdot t} \quad (2-1)$$

- Tegangan yang terjadi pada tabung arah keluar dinding

$$\sigma_{\phi} = \frac{P.R}{t} \quad (2-2)$$

Tegangan *bending* adalah tegangan yang ditimbulkan oleh momen (M) yang bekerja di ujung-ujung pipa. Dalam hal ini tegangan yang terjadi dapat berupa Tegangan *Bending* akibat tarik dan tekan. Tegangan *bending* ini maksimum pada permukaan pipa dan nol pada sumbu pipa, karena tegangan tersebut merupakan fungsi jarak dari sumbu ke permukaan pipa (c). Hal ini dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$\sigma_b = \frac{Mc}{I} \quad (2-3)$$

Dengan:

σ_b = Tegangan *bending*

M_c = Momen maksimum

I = Momen Inersia Penampang

- Tegangan geser yang menimbulkan *buckling* mencapai nilai maksimum pada sumbu pipa dan minimum pada jarak terjauh dari sumbu pipa yaitu permukaan luar pipa. Besar tegangan geser ini kebalikan dengan tegangan *bending*, sehingga besar tegangan geser pada tabung yang disebabkan oleh kecepatan roket adalah relatif kecil dibandingkan dengan tegangan *bending* yang dipengaruhi ketebalan pipa dan menyebabkan terjadinya *buckling*. (Roark dan Young, 2002, Parker, 1977).

$$\tau_{max} = \frac{V.Q}{A_{max}} \quad (2-4)$$

Dengan:

τ_{max} = Tegangan geser

V = Gaya Geser

A = Luas penampang pipa

Q = Faktor bentuk untuk per geseran

- Puntiran dapat menyebabkan terjadi *buckling* juga, di mana suatu bentangan bahan dengan luas permukaan tetap dikenai suatu puntiran (*twisting*) pada setiap ujungnya dan puntiran ini

disebut juga dengan torsional, dan bentangan pipa tersebut dianggap sebagai poros (*shaft*). Untuk suatu poros dengan panjang L dan jari-jari c dikenai torsi T

Pergeseran sudut (*angular displacement*) ujung satu terhadap yang lainnya diberikan dengan sudut ϕ (dalam radian) adalah:

$$\phi = \frac{T.L}{J.G} \quad (2-5)$$

Dengan $J = \frac{\pi.c^4}{2}$ adalah momen inersia polar pada luas permukaan. Jadi, tegangan geser torsional pada suatu jarak r dari sumbu poros luas permukaan adalah.

$$\tau = \frac{T.c}{J} \quad (2-6)$$

yang bertambah secara linier, sehingga, tegangan geser maksimum yang terjadi pada $r = c$ adalah $t_{max} = \frac{T.c}{J}$ $\tau_{max} = \frac{T.r}{J}$. Untuk poros pipa yang mempunyai jari-jari dalam r_i dan jari-jari luar r_o rumus di atas akan berlaku menjadi:

$$J = \frac{\pi.(r_o^4 - r_i^4)}{2} \quad (2-7)$$

3 PERHITUNGAN TEORITIS

Perkembangan teknologi sekarang membuat semua pekerjaan menjadi lebih cepat dan hasil yang menakjubkan, karena penampilan simulasi secara grafis dan mudah dimengerti dan dipahami, serta sesuai dengan kemajuan komputer di semua bidang pekerjaan.

Analisa yang dilakukan pada struktur dengan komputer memerlukan pengetahuan dasar material dan koordinat 2 atau 3 dimensi, dari material dibutuhkan banyak data misalnya masa jenis, modulus elastisitas, koefisien termal dan sebagainya, begitu juga dengan koordinat berguna dalam pembuatan model benda yang akan dianalisis.

Tabung yang akan dianalisis adalah tabung dengan panjang 2000 mm, berdiameter 122 mm, dan tebal 5 mm yang dibubut menjadi 2,5 mm, dengan tekanan maksimum akibat pembakaran adalah 80 kg/cm². Dengan menggunakan rumus 2.2 maka didapat,

$$\sigma_{\phi} = \frac{80 \times 5}{0.25} = 1600 \text{ kg/cm}^2$$

Dari analisis pipa pada pengaruh tekanan, tegangan yang terjadi 1600 kgf/cm². Karena kekuatan maksimum pipa bahan AL6061 sebesar 3000 kgf/cm², sehingga faktor keamanan pipa atau tabung (Samuel 1984)

$$SF = \frac{3000}{1600} = 1.8$$

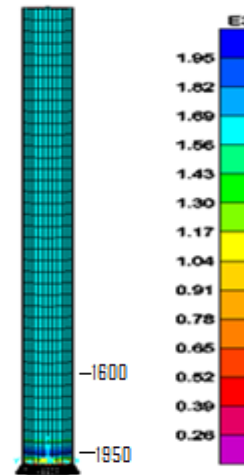
Khusus untuk motor roket, faktor keamanan 1,8 ≥ 1 maka pipa sangat aman dari pengaruh tekanan saja, sedang beban yang lain masih diabaikan dan karena struktur hanya digunakan sekali saja, tetapi bila akan digunakan untuk bejana bertekanan dibutuhkan faktor keamanan yang jauh lebih tinggi, sebab bejana bertekanan beroperasi dengan waktu yang cukup lama dan akan digunakan dalam waktu bertahun-tahun.

Begitu juga untuk pemipaan di bidang perminyakan dibutuhkan faktor keamanan yang cukup tinggi dan pipa yang beroperasi dalam waktu yang lama harus memperhatikan juga faktor *bending*, korosi, *creep*, dan lelah. Perangkat lunak yang sudah menyediakan berbagai beban seperti faktor korosi, *bending stress* contohnya perangkat lunak Caesar yang khusus untuk perancangan sistem pemipaan (Ediwan 2013).

Walaupun dari faktor keamanan dianggap aman, tetapi karena tabung cukup panjang maka faktor keamanan tersebut tidak aman sebab dengan tabung yang panjang dan tipis perlu diperhatikan juga tegangan *bending* dan *buckling*, untuk menghindari hal tersebut tabung bagian tengahnya perlu ditebalkan (ASME 2005).

4 ANALISIS DENGAN SOFTWARE STRUKTUR

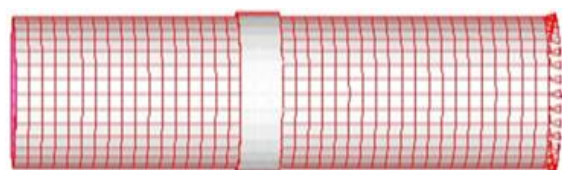
Untuk bagian tengah yang ditebalkan analisisnya dilakukan dengan bantuan perangkat lunak struktur untuk pipa atau tabung yang tebalnya 2,5 mm dari ujung ke ujung hasil simulasinya seperti Gambar 4-1 di bawah ini,



Gambar 4-1 Pipa yang tebalnya sama

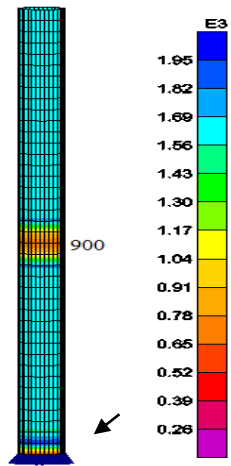
Pipa yang tebalnya sama hasil simulasinya menunjukkan bahwa tegangan maksimum 1950 kg/cm² dekat tumpuan atau sambungan, sedangkan untuk bagian yang jauh dari sambungan sama dengan hasil teoritis yaitu 1600 kg/cm², hal ini terjadi karena adanya konsentrasi tegangan dekat sambungan (Dieter, 1988).

Untuk menghindari adanya tegangan *bending* dan *buckling* maka tabung bagian tengah dipertebal dengan tujuan menurunkan tegangan bagian tengah, Berikut ini adalah pipa yang dipertebal bagian tengah tabung dari 2,5 mm menjadi 6 mm seperti yang ditunjukkan Gambar 4-2 model struktur di bawah ini



Gambar 4-2: Bentuk struktur yang ditebalkan

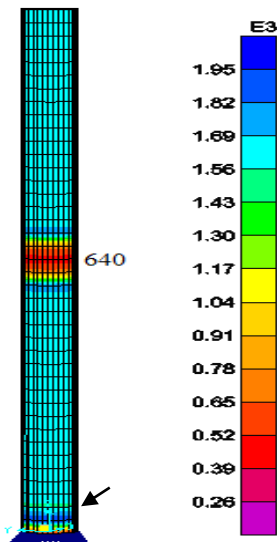
Untuk pipa atau tabung yang ditebalkan 6 mm di tengah dan bagian lain tetap 2,5 mm, hasil simulasinya dapat dilihat pada Gambar 4-3.



Gambar 4-3 Tabung ditebalkan 6 mm

Hasil penebalan bagian tengah dari 2,5 mm menjadi 6 mm terlihat tegangan yang terjadi di tengah menjadi 900 kg/cm² yang sebelumnya 1600 kg/cm², sedangkan tegangan maksimum tetap di dekat sambungan sebesar 1950 kg/cm² (Ediwan 2005).

Akan dicoba simulasi penambahan tebal bagian tengah dari 6 mm menjadi 10 mm dan dapat dilihat pada Gambar 4-4.

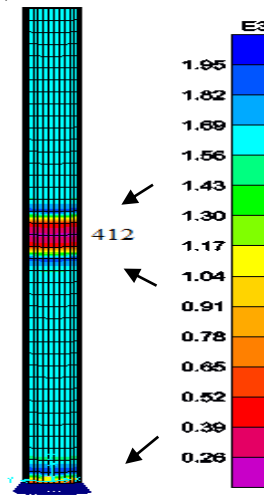


Gambar 4-4: Tabung ditebalkan 10 mm

Penebalan dari 6 mm menjadi 10 mm dapat menurunkan tegangan bagian tengah lebih kecil lagi dari 900 menjadi

640 kg/cm², sedangkan tegangan maksimum masih tetap 1950 kg/cm².

Berikut akan ditambah ketebalan bagian tengah menjadi 20 mm seperti Gambar 4,5.



Gambar 4-5: Tabung ditebalkan 20 mm

Dari simulasi tabung dengan menambah ketebalan menjadi 20 mm menghasilkan tegangan bagian tengah menjadi lebih kecil lagi yaitu 412 kg/cm², tetapi bagian samping penebalan timbul tegangan maksimum lagi yang dapat membahayakan tabung terhadap tegangan yang lain.

5 PEMBAHASAN

Dengan mempertebal tengahnya dapat menurunkan tegangan bagian tengah saja, karena bila pipa sangat panjang tegangan tengahnya perlu diperkecil dengan cara diberikan tumpuan atau dipertebal, sedangkan tegangan maksimum tetap 1950 kg/cm², selain itu faktor kehalusan permukaan dan kehalusan sambungan juga berpengaruh dalam memperbesar konsentrasi tegangan (Ediwan, 2012).

Hasil mempertebal dari 6 mm menjadi 10 mm tidak mengubah besarnya tegangan maksimum dan, lokasi konsentrasi tegangan tetapi tegangan bagian tengah menjadi lebih kecil lagi yaitu dari 900 kg/cm² pada ketebalan 6 mm menjadi 640 kg/cm² pada ketebalan 10 mm. Sewaktu tidak dipertebal atau tebalnya masih 2,5 mm,

tegangan bagian tengahnya masih tinggi yaitu 1600 kg/cm^2 dan bila pipanya panjang maka akan memudahkan terjadinya *bending* atau tekuk karena tegangannya masih tinggi, ditambah lagi dengan adanya beban temperatur, maka persoalannya semakin membahayakan struktur tersebut (ASME, 2012).

Untuk tabung yang dibuat dengan proses pengerolan panas atau dingin, sering meninggalkan tegangan sisa akibat proses reduksi dari bahan pipa tersebut (Roberts, 1983).

Hasil mempertebal dari 10 mm menjadi 20 mm tetap tidak mengubah besarnya tegangan dan lokasi konsentrasi tegangan tetapi menambah tegangan maksimum baru pada kedua sisi tabung yang ditebalkan, ini berbahaya walaupun tegangan bagian tengah menjadi lebih kecil lagi. Persoalan ini sering dilakukan dan berguna untuk tabung yang perbandingan panjang dan diameternya serta perbandingan diameter dan tebal sangat besar atau untuk menentukan jarak antara tumpuan yang aman pada pipa. Pipa yang diameternya kecil akan kelihatan lebih ramping bila panjangnya sama (Ediwan, 2005, 2013).

6 KESIMPULAN

- Hasil analisa secara teoritis menunjukkan bahwa tegangan masih cukup tinggi pada bagian tengah untuk tabung yang cukup panjang dan tebal sama 2,5 mm untuk sepanjang tabung, tegangan yang terjadi 1600 kg/cm^2 dengan faktor keamanan 1.8.
- Untuk menurunkan tegangan pada bagian tengah agar tegangan *bending* dan *buckling* tidak terjadi maka bagian tengah dipertebal, sehingga tegangan turun, contohnya ditebalkan menjadi 6 mm maka penurunan dari 1600 kg/cm^2 menjadi 900 kg/cm^2 .
- Penebalan yang lebih dari 20 mm menimbulkan konsentrasi tegangan baru di bagian tengah sehingga membahayakan tabung dan tidak diizinkan

- Penebalan bagian tengah maksimum 10 mm agar tidak timbul konsentrasi tegangan baru lagi.
- Mempertebal bagian tengah atau membuat ring akan menurunkan tegangan di bagian tengah tetapi ketebalan maksimum tidak boleh lebih besar dari 10 mm karena akan menambah daerah konsentrasi tegangan.
- Kesimpulan akhir menunjukkan bahwa tabung berdiameter 122 mm dengan tebal 2,5 mm aman dengan menyisakan ketebalan bagian tengah maksimum 6 mm sehingga didapatkan struktur yang ringan sesuai dengan perancangan.
- Roket ini sudah dilakukan uji statik dan uji terbang dan menunjukkan hasil yang cukup memuaskan, seperti jangkauan yang lebih jauh dan belum pernah gagal pada bagian tabungnya.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih ditujukan kepada rekan peneliti dan teknisi struktur dan Bengkel Fabrikasi LAPAN Pustekroket atas kerjasama yang baik serta gambar teknik dan proses dalam perancangan tabung roket RX-122.

PERNYATAAN PENULIS

Menyatakan bahwa Tulisan Ilmiah yang akan dipublikasikan ini adalah hasil karya sendiri dan bukan merupakan duplikat sebagian atau seluruhnya dari karya orang lain, kecuali yang telah disebutkan sumbernya.

Pernyataan ini dibuat dengan sebenar-benarnya dan secara sadar serta tanggung jawab penulis

DAFTAR RUJUKAN

- ASME B31.1, 2012. *Power Piping*. New York: American Society of Mechanical Engineers, New York.
- ASME B31.3, 2012. *Process Piping*. ASME-American Society of Mechanical Engineers, New York.

- Chadwick, R., 1980. *Developments in Design and Application of Extrusion Presses for Metal Processing*, Int. Met. Rev, vol 25.no.3, 94-136.
- Dieter, G E., 1988. *Mechanical Metallurgy*, McGraw Hill Book Co, New York.
- Ediwan, 2005. *Bursting Test Tabung Berdiameter 12 Inchi $t=12$ mm dan 8 mm*, Prosiding Seminar Nasional Iptek Dirgantara.
- Ediwan, 2005. *Penelitian Penggunaan Bahan Baja Untuk Struktur Motor Roket*, Jurnal IPTEK Material (JIMAT) Diterbitkan oleh LAPAN.
- Ediwan, 2005. *Pengujian Kekuatan Bahan Tabung Motor Roket Pada Berbagai Temperatur*, Prosiding Seminar Nasional Iptek Dirgantara IX, Vol. 2, Diterbitkan LAPAN.
- Ediwan, 2005. *Proses Pembuatan dan Pengujian Tabung Dia 8" Tebal 7 mm Bahan Api-5L-X42*, *Jurnal Ilmu dan Rekayasa Teknologi Industri (JIRTI) Vol.12*, Diterbitkan Oleh FTI Universitas Empu Tantular.
- Ediwan, 2012. *Analisis Hasil Pengelasan Tabung Berdiameter 300 mm Tebal 8 mm*, Prosiding Siptekgan XVI, Diterbitkan Oleh LAPAN.
- Ediwan, 2013. *Analysys of Various Mesh Effect To The Stress and Displ in Rocket Motor Tube RX 420 Due To Chamber Pressure*. International Seminar of Aerospace science and Tecknology (ISAST), ISBN 978-979-1458-74-0. The published by LAPAN 2013.
- Parker E.R., 1977. *Material Missiles and SpaceCraft*, University Barkley California.
- Roark and. Young, 2002. *Formulas for Stress and Strain*, McGraw-Hill, New York.
- Roberts W.L., 1983. *Hot Rolling of Steel*, Marcel Dekker Inc, New York.
- Samuel L., Hoya, 1984. *ASME Hand Book Materials Properties*, Mc Graw-Hill, New York.
- Williams S.D., 1992. *Thermal Protection Materials*, NASA Reference Publication 1289.

KARAKTERISTIK RAW MATERIAL EPOXY RESIN TIPE BQTN-EX 157 YANG DIGUNAKAN SEBAGAI MATRIK PADA KOMPOSIT (THE CHARACTERISTICS OF RAW MATERIAL BQTN-EX 157 EPOXY RESIN USED AS COMPOSITES MATRIX)

Sri Rahayu¹, Mabe Siahaan²

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

¹e-mail: sri.rahayu.anwar@gmail.com; ²mabesiahaan@yahoo.co.uk

Diterima 13 Januari 2017; Direvisi 12 Februari 2018; Disetujui 15 Februari 2018

ABSTRACT

The objective of the research is to characterize resin raw material used as matrix in composite. Resins are rigid or semi-rigid polymer materials at room temperature, whereas epoxy resins are a class of organic chemical bonding systems used in special coating or adhesive preparations. This study reports the composition effect of BQTN-EX 157 epoxy resin with its hardener on mechanical, physical, and chemical properties. For the purpose, samples were prepared by varying the composition of the mixture (volume fraction) between epoxy resins and hardener ie 2: 1/4, 2: 1/2, 2: 3/4, and 2: 1. The mixture was molded into plate sheets for 7 days, then were formed into test specimens. The specimens were tested for their ultimate tensile strength (σ_u) with Universal Testing Machines (UTM) AND RTF-2410 series, their densities (ρ) with FH-MD200 series densitometer, and their molecular group with IR Prestige-21 series FTIR. Results show that the lowest and highest mean tensile strength values of 16.4872 and 57.9254 MPa were produced in the mixed compositions of 2: 1/4 and 2: 1, the lowest mean density was 1.1065 g/cc and the highest was 1.1430 g/cc on a mixture of 2: 1 and 2: 1/4 compositions. Furthermore, the absorption frequency value occurs at 1050 -1700 cm^{-1} and in this frequency region the lowest and highest formation of peak C-O and C=C occurs. Thus it can be concluded that if the amount of volume fraction of hardener more mixed with epoxy resin will increase ultimate tensile strength; decreases density; and resulting into the formation of C-O and C=C compounds.

Keyword: *epoxy resin, hardener, fraksi volume, ultimate tensile strenght, densitas*

ABSTRAK

Tujuan dari penelitian adalah mendapatkan karakterisasi *raw* material resin yang digunakan sebagai matrik pada komposit. Resin adalah material polimer yang kaku atau semi kaku pada suhu kamar, sedangkan *epoxy* resin adalah kelas sistem ikatan kimia organik yang digunakan dalam preparat lapisan khusus atau perekat. Penelitian ini melaporkan pengaruh komposisi resin *epoxy* BQTN-EX 157 dengan *hardener* terhadap sifat mekanik, fisis, dan kimia. Untuk itu, sampel dibuat dengan variasi komposisi campuran (fraksi volume) antara *epoxy* resin dengan *hardener* 2:1/4, 2:1/2, 2:3/4, dan 2:1. Kemudian campuran dicetak menjadi lembaran plat selama 7 hari, setelah itu lembaran plat dibentuk menjadi spesimen uji. Selanjutnya spesimen diuji kuat tariknya (σ_u) dengan *Universal Testing Machines* (UTM) seri AND RTF-2410, densitasnya (ρ) dengan densitometer seri FH-MD200, dan group molekulernya dengan FTIR seri IRPrestige-21. Secara berturut-turut, nilai rata-rata kuat tarik terendah dan tertinggi adalah 16.4872 dan 57.9254 MPa yang dihasilkan pada komposisi campuran 2 : 1/4 dan 2 : 1, nilai rata-rata densitas terendah 1.1065 g/cc dan tertinggi 1.1430 g/cc pada komposisi campuran 2 : 1 dan 2 : 1/4. Selanjutnya nilai frekuensi penyerapan terjadi pada 1050 ~ 1700 cm^{-1} dan pada daerah frekuensi ini terjadi pembentukan *peak* C-O dan C=C terendah dan tertinggi. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa jika jumlah fraksi volume dari *hardener* semakin banyak dicampur dengan resin *epoxy* akan meningkatkan kuat tarik; menurunkan densitas, dan menghasilkan pembentukan senyawa C-O dan C=C.

Kata kunci: epoxy resin, hardener, fraksi volume, ultimate tensile strength, densitas

1 PENDAHULUAN

Dalam beberapa tahun terakhir, kemajuan yang menakjubkan dalam aeronautika, astronautika dan industri biomekanik telah memotivasi peneliti untuk bekerja pada bahan struktural baru yang memiliki sifat spesifik yang tinggi. Saat ini penelitian tentang struktur baru tersebut sudah memasuki nano teknologi, diantaranya adalah *carbon nanotube* (CNT) diperkuat komposit polimer salah satu material maju yang menampilkan karakteristik yang sangat menarik yaitu mekanik, termal, kimia, listrik dan optik. Dapat dilihat bahwa sejumlah besar makalah penelitian dan review menjelaskan sifat mekanik komposit CNT yang diperkuat polimer [Meisam Omid *et al.*, 2010]. Poliester adalah salah satu kelompok besar resin sintesis, aplikasinya sangat luas dengan mencampur *vinil* dan katalis radikal bebas pada suhu kamar. *Resin* adalah material polimer yang kaku atau semi kaku pada suhu kamar. *Epoxy resin* adalah kelas sistem ikatan kimia organik yang digunakan dalam preparat lapisan khusus atau perekat.

Sedangkan *epoxy* adalah polimer *thermosetting* yang merupakan produk reaksi dari *epoxy resin* dan *hardener amino* [Guide for the Design and Construction of Externally Bonded FRP Systems for Strengthening Concrete Structures, 2002]. Polimer biasanya *epoxy*, *vinylester* atau *polyester thermosetting* plastik, dan *resin fenol formaldehid* masih digunakan. *Fiber Reinforced Polymer system* (FRPs) umumnya digunakan dalam industri *aerospace*, *otomotif*, kelautan, dan konstruksi. Material komposit adalah merupakan material yang direkayasa atau bahan alami yang terbuat dari dua atau lebih bahan konstituen yang berbeda secara signifikan sifat-sifat fisik atau kimia yang dalam struktur akhir tetap terpisah dan berbeda. *Fiber Reinforced Polymer* (FRP) komposit digunakan di hampir setiap jenis struktur teknik canggih, dengan penggunaannya berkisar dari pesawat, *helicopter*, pesawat ruang angkasa hingga perahu, kapal, *platform* lepas pantai, mobil, barang-barang olahraga, peralatan pengolahan kimia dan infrastruktur sipil seperti jembatan dan

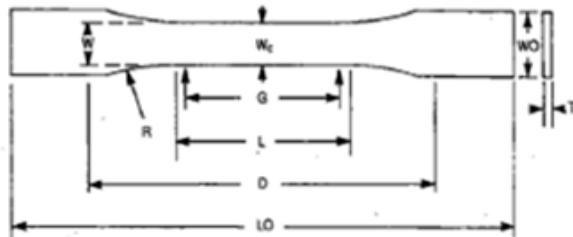
bangunan [Martin Alberto Masuelli, 2013]. [Meisam Omid, *et al.*, 2010] telah berhasil membuat MWCNT/LY-5052 komposit *epoxy* dan perilaku tarik dari matriks murni dan komposit dengan berbagai variasi wt% dari MWCNTs yang diselidiki. Selain dari beberapa wt% dari MWCNT menampilkan peningkatan yang cukup *significant* pada *modulus Young* dan kekuatan tarik dari komposit yang dihasilkan. Ini menegaskan bahwa MWCNT adalah sangat menjanjikan penguatan untuk bahan *epoxy*. Komposit mempunyai fleksibilitas yang tinggi, karena bahan komposit dapat dirancang dari awal dengan menyusun dan mengkombinasikan berbagai karakteristik bahan menjadi bahan dengan karakteristik yang diinginkan dan dapat disesuaikan dengan kebutuhan berat struktur. [Kurniadi Sukma Wijaya, *et al.*, 2014]. Penelitian lainnya [Dhidhit Wahyu Widyatmaja, *et al.*, Maret 2014] telah dapat menunjukkan pengaruh suhu pencampuran terhadap kekuatan tarik dan *fracture toughness epoxy resin-organoclay montmorillonite nanokomposit*, yaitu dengan bertambahnya suhu maka viskositas *resin* turun sehingga mempermudah penyebaran *clay*. Nilai kekuatan tarik dan *fracture toughness* dari suhu 60 °C hingga 100 °C mengalami peningkatan. [S. Sulaiman, *et al.*, 2008] dalam penelitian yang telah dilakukan mengatakan bahwa analisis hasil uji tarik, lentur dan kekerasan menunjukkan peningkatan nilai dari masing-masing sifat mekanik bilamana fraksi volume pengeras diperbesar menjadi 15% dalam komposit. Hal ini menunjukkan bahwa reaksi atau campuran antara resin dengan pengeras yang maksimum pada persentase ini, di mana pembentukan cincin aromatik lebih dominan. [Ridzuan Mustafa, *et al.*, 2009] telah mensintesis *resin epoxy* dengan bahan pokok *phenylhydroquinone* yang diawetkan dengan *4-aminophenylsulfone*, hasil sintesa ini menunjukkan peningkatan temperatur

transisi Tg, suhu dekomposisi. Juga dalam identifikasi yang dilakukan menunjukkan bahwa stabilitas kimia serta kekerasan meningkat sebagai akibat dari jaringan *cross-link*. Mencampur *resin* dengan *hardener* akan menghasilkan kondisi *cure* yaitu proses yang menunjukkan adanya perubahan *properties* karena reaksi kimia dari bentuk cairan menjadi keras. Proses *cure* dapat dilakukan dengan penambahan zat pengering, dengan atau tanpa katalis. Bahan *hardener* merupakan bahan yang menimbulkan terjadinya proses *curing*. [La Maaliku, *et al.*, 2014] menyatakan bahwa *hardener* terdiri dari dua bahan yaitu *asselerator* dan katalisator, di mana kedua material ini akan menimbulkan panas dan panas ini mempercepat proses pengeringan. Adapun tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui karakteristik *raw material resin epoxy BQTN-EX 157* dengan variasi komposisi *hardener*. Karakteristik tersebut adalah sifat mekanik, fisis, dan kimia, pada komposisi yang bervariasi. Pengetahuan mengenai karakteristik tersebut berguna dalam aplikasinya pembuatan komposit struktur pesawat LSU LAPAN, yang komponen-komponennya mempunyai persyaratan berbeda.

2 METODE PENELITIAN

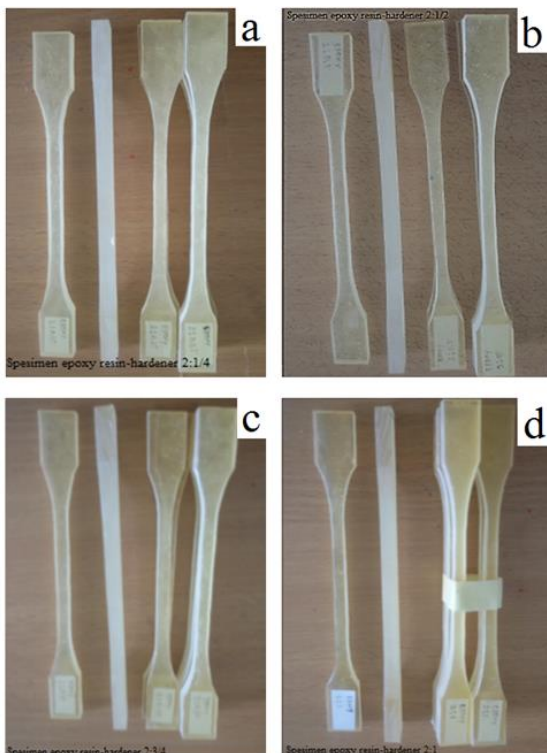
Masing-masing sampel dipreparasi dengan membuat variasi komposisi campuran (fraksi volume) antara *resin epoxy* dengan pengeras/*hardener* yaitu 2:1/4, 2:1/2, 2:3/4, dan 2:1, kemudian diaduk hingga homogen secara berturut-turut. Kemudian campuran tersebut dituangkan ke dalam cetakan dengan ukuran (280x280x10) mm³ dan ditempatkan pada kondisi STP selama 7 hari sehingga menghasilkan lembaran plat datar yang solid. Setelah itu, lembaran *resin epoxy-hardener* dibentuk menjadi sampel-sampel uji. Selanjutnya untuk sampel uji tarik, spesimen dibuat mengacu pada ASTM D638 type II [Michael J. Moran, Howard N. Shapiro, 2000], seperti yang disajikan dalam

Gambar 2-1, kemudian kuat tarik maksimum (*ultimate tensile strenght*, σ_u) diuji dengan *Universal Testing Machines* (UTM) seri AND RTF-2410. Spesimen dengan dimensi (0,5 x 0,5 x 0,5) mm³ digunakan untuk mengukur densitas, ρ , dan diuji dengan *densitometer* seri FH-MD200 yang menggunakan prinsip Archimedes dan grup molekuler yang terbentuk dalam sampel diuji dengan FTIR seri IRPrestige-21.



Lo - length overall	= 183 mm
D - distance between grips	= 135 mm
L - length of narrow section	= 57 mm
G - gage length	= 50 mm
W_c - width overall	= 19 mm
T - thickness	= 7 mm
W - width of narrow section	= 6 mm
W_c - width at the centre	= 6 mm
R - radius of fillet	= 76 mm

Gambar 2-1: Bentuk sampel uji berdasarkan ASTM D638



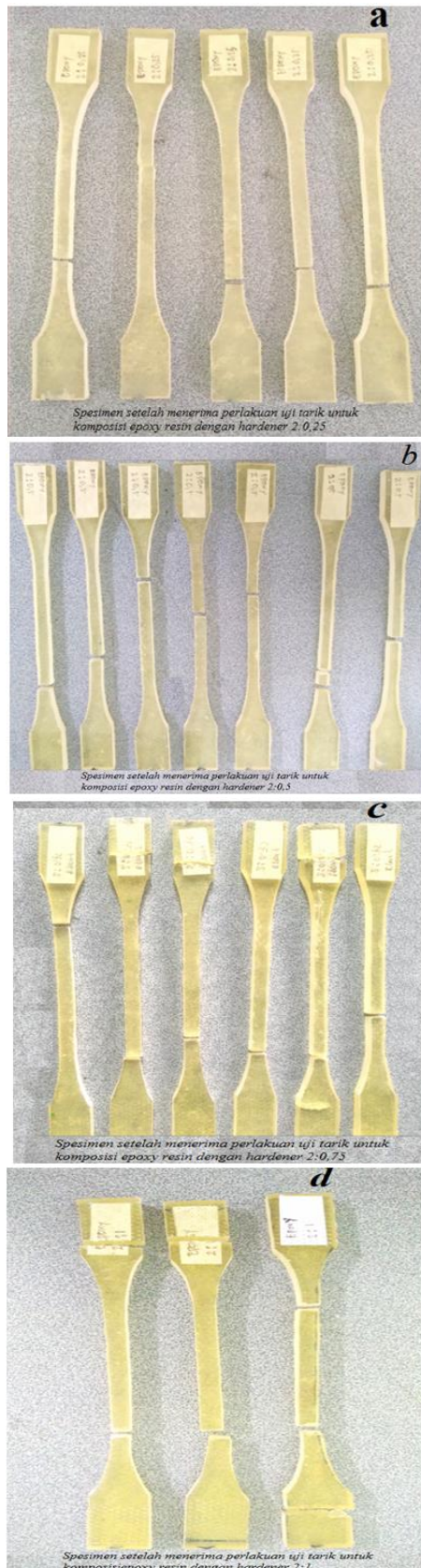
Gambar 2-2: Spesimen sebelum menerima perlakuan uji tarik untuk komposisi epoxy resin dengan hardener a) 2:1/4, b) 2:1/2, c) 2:3/4 dan d) 2:1

3 HASIL DAN ANALISA

3.1 Uji Tarik

Kuat tarik maksimum (*ultimate tensile strenght*, σ_u) dari sampel dengan variasi komposisi campuran antara resin dengan pengeras/hardener yaitu 2:1/4, 2:1/2, 2:3/4, dan 2:1 secara berturut-turut dilakukan dengan *Universal Testing Machines* (UTM) seri AND RTF-2410.

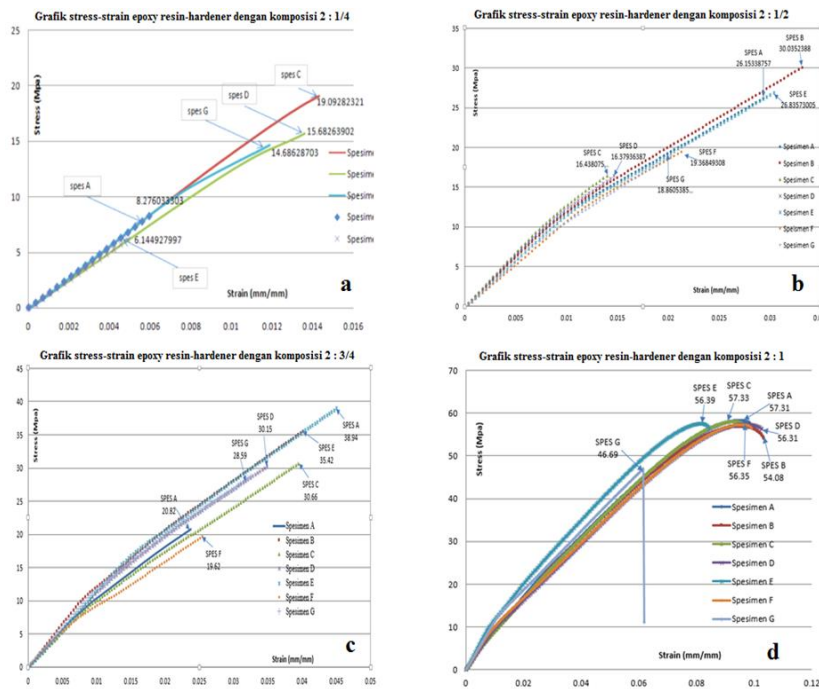
Hasil pengukuran dari setiap komposisi epoxy resin dengan pengeras disajikan dalam Gambar 3-1. Pada Gambar 3-1a, 3-1b, 3-1c dan 3-1d adalah bentuk fisik specimen dengan komposisi perbandingan epoxy resin dengan hardener adalah 2:1/4, 2:1/2, 2:3/4, dan 2:1 secara berturut-turut (dalam fraksi volume) setelah menerima perlakuan uji tarik. Dalam Gambar 3-1a tersebut ditampilkan daerah atau posisi yang patah di mana patahnya berada pada posisi yang hampir sama. Sedangkan Gambar 3-1b menampilkan daerah atau posisi patah yang berbeda, namun dapat dikatakan posisi patah yang terjadi relatif sama. Gambar 3-1c dan 3-1d menampilkan daerah atau posisi patah, di mana patahnya ada pada posisi yang hampir relatif sama. Secara umum dapat dikatakan bahwa hasil perlakuan uji tarik yang diterima specimen untuk setiap komposisi menyatakan bahwa homogenisasi belum dicapai dalam pembuatan spesimen. Hasil uji tarik untuk masing-masing komposisi resin epoxy hardener disajikan dalam Gambar 3-2. Dalam Gambar 3-2a disajikan hasil uji tarik specimen untuk perbandingan komposisi resin epoxy dengan hardener 2:1/4 (dalam fraksi volume). Dalam gambar ini ditampilkan hasil uji tarik specimen A adalah $\sigma_A = 8,276$ MPa dan E adalah $\sigma_E = 6,145$ MPa memiliki nilai yang terendah dari specimen lainnya. Sedangkan hasil uji tarik yang dihasilkan pada specimen G adalah $\sigma_G = 14,686$ MPa dan D adalah $\sigma_D = 15,682$ MPa kedua hasil ini menunjukkan hasil yang relatif sama akan tetapi jauh lebih besar dari hasil uji tarik pada specimen A dan E.



Gambar 3-1: Spesimen setelah menerima perlakuan uji tarik untuk komposisi epoxy resin dengan hardener a) 2:1/4 , b) 2:1/2 , c) 2:3/4 dan d) 2:1

Jika dilihat hasil uji tarik pada specimen C yaitu $\sigma_C = 19,093$ MPa yang merupakan nilai uji tarik tertinggi pada komposisi ini. Namun nilai ini belum dapat dikatakan sebagai nilai yang sebenarnya karena dari lima pengukuran hanya spesimen C yang memiliki nilai tertinggi. Dengan menggunakan nilai rata-rata dari tiga nilai tertinggi maka nilai uji tarik yang dicapai adalah $\sigma_{rata-rata} = 16,487$ MPa. Pada Gambar 3-2b disajikan hasil uji tarik spesimen untuk perbandingan komposisi resin epoxy dengan hardener 2:1/2 (dalam fraksi volume). Dalam gambar tersebut ditampilkan bahwa hasil uji tarik pada specimen C dan D adalah $\sigma_C = 16,438$ MPa dan $\sigma_D = 16,379$ MPa di mana nilai ini dapat diabaikan jika dibandingkan dengan nilai lainnya, nilai uji tarik pada specimen G dan F adalah $\sigma_G = 18,86$ MPa dan $\sigma_F = 19,368$ MPa di mana nilai-nilai σ_G dan σ_F dapat dikatakan relatif sama. Hal ini terjadi karena ketidak homogenan campuran sehingga diprediksi terbentuknya void di dalam sampel. Sedangkan nilai uji tarik pada sampel lainnya A, E dan B adalah $\sigma_A = 26,153$ MPa, $\sigma_E = 26,836$ MPa dan $\sigma_B = 30,035$ MPa.

Dalam hasil ini σ_A dan σ_E memiliki nilai uji tarik yang relatif sama namun sangat *significant* bila dibandingkan dengan nilai σ_C , σ_D , σ_G dan σ_F . Nilai tertinggi pada komposisi ini adalah nilai uji tarik $\sigma_B = 30,035$ MPa. Karena hasil yang didapat adalah bervariasi maka nilai uji tarik rata-rata untuk tiga nilai uji tarik tertinggi pada sampel adalah nilai $\sigma_{rata-rata} = 27,67$ MPa. Seperti kejadian pada Gambar 3-2a dan b, hal yang sama terjadi juga pada Gambar 3-2c dengan komposisi perbandingan antara epoxy resin dengan hardener adalah 2:3/4 (dalam fraksi volume), di mana hasil yang diperoleh dalam pangujian secara berturut-turut adalah $\sigma_A = 20,82$ MPa dan $\sigma_F = 19,62$ MPa, kedua nilai merupakan nilai terendah dalam komposisi ini sehingga dapat diabaikan.



Gambar 3-2: Grafik stress-strain epoxy resin hardener dengan variasi komposisi

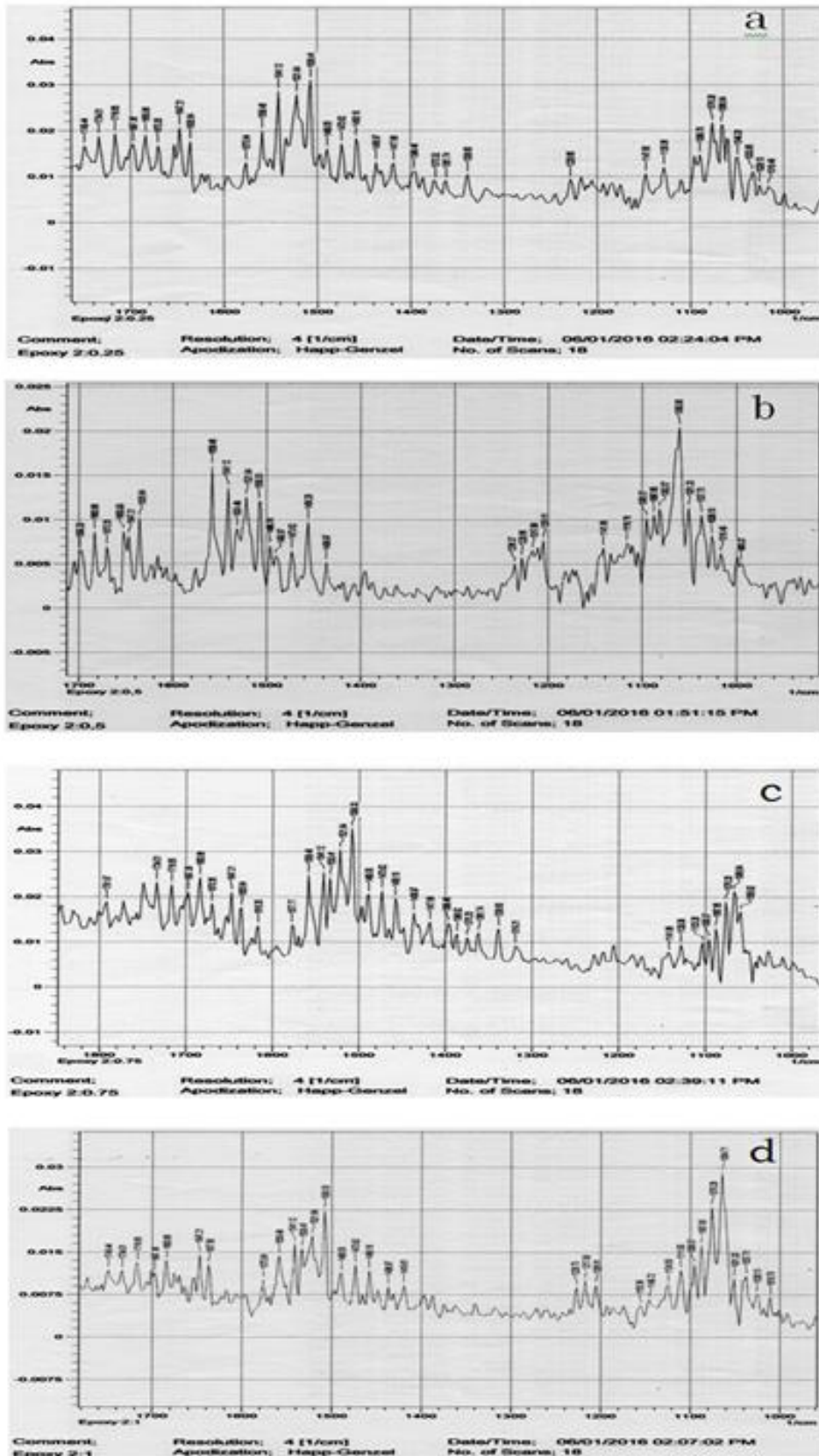
Sementara lima nilai tertinggi adalah sebagai berikut σ_G 28,59MPa, σ_D = 30,15 MPa, σ_C =30,66MPa, σ_E = 35,42MPa dan σ_A = 38,54MPa. Dari kelima hasil ini dapat diambil nilai rata-rata uji tarik pada komposisi ini yaitu $\sigma_{rata-rata}$ = 32,752 MPa. Gambar 3-2d menampilkan hasil uji tarik spesimen untuk perbandingan komposisi resin 2:1 (dalam fraksi volume). Dalam gambar tersebut spesimen G patah sebelum mencapai nilai *ultimate*. Sementara enam spesimen lainnya putus setelah melewati titik *ultimate*. Adapun nilai uji tarik pada titik putus dari specimen adalah σ_A = 57,31 MPa, σ_B = 54,08 MPa, σ_C = 57,33 MPa, σ_D = 56,31 MPa, σ_E = 56,39 MPa dan σ_F = 56,35 MPa, oleh karena itu dapat dikatakan bahwa nilai rata-rata hasil uji tarik sampel dengan komposisi perbandingan epoxy resin dengan hardener 2:1 adalah 56,295 Mpa. Berdasarkan data hasil penelitian [La Maaliku *et al.*, 2014] bahwa komposisi campuran yang ideal, terdapat pada komposisi campuran yang memiliki nilai tinggi pada campuran dengan perbandingan komposisi 99:1% dan menghasilkan nilai tegangan tarik sebesar 57,44 N/mm².

3.2 Uji Fourier Transform Infrared Red (FTIR)

Spektrum Fourier Transform Infrared Red (FTIR) adalah alat yang digunakan untuk mengetahui senyawa kimia yang terbentuk dalam material. Adapun data yang ditampilkan oleh FTIR adalah tinggi rendahnya *peak* yang dihasilkan, seperti yang disajikan dalam Gambar 3-3. Dengan menggunakan [Skoog, Holler dan Nieman, 1998; Mizan Tamimi *et al.*, 2013; Prima Widi Hatmi *et al.*, 1998; Elisa Borowski *et al.*, 2015] maka dapat dihubungkan hasil pengukuran FTIR yang dihasilkan yaitu pada Gambar 3-3a ditampilkan bahwa puncak-puncak gelombang tertinggi telah terbentuk pada frekuensi 1076,28 dan 1066,64 cm⁻¹, hal ini menyatakan bahwa telah terbentuk ikatan C=O (*ester*). Selain itu juga telah dihasilkan puncak-puncak pada frekuensi 1506,41 dan 1647,21cm⁻¹ yang menyatakan telah dihasilkan ikatan C=C (cincin aromatik). Sedangkan pada Gambar 3-3b ditunjukkan bahwa telah terbentuk ikatan C=O (*ester*) pada puncak gelombang tertinggi pada frekuensi 1060,85 cm⁻¹ dan ikatan C=C (cincin aromatik) telah dihasilkan pada puncak-puncak frekuensi 1558,48 dan

1635,64 cm^{-1} . Di lain pihak, Gambar 3-3c menyajikan puncak-puncak gelombang tertinggi pada frekuensi 1066,64 cm^{-1}

dan 1103,28 cm^{-1} , hal ini menyatakan bahwa telah terbentuk ikatan C=O (ester).



Gambar 3-3: Hasil ukur FTIR sampel resin epoxy – hardener dengan komposisi yang bervariasi

Selain gugus *ester* juga telah dihasilkan puncak-puncak pada frekuensi 1508,33 dan 1683,86 cm^{-1} yang menyatakan telah dihasilkan ikatan C=C (cincin aromatik). Sementara Gambar 3-3d menampilkan puncak-puncak gelombang tertinggi yang dihasilkan ada pada frekuensi 1064,71 cm^{-1} dan 1111 cm^{-1} yang berarti bahwa telah terbentuk ikatan C=O (*ester*). Selain itu juga telah dihasilkan puncak-puncak pada frekuensi 1508,33 cm^{-1} dan 1647,21 cm^{-1} yang menyatakan telah dihasilkan ikatan C=C (cincin aromatik).

Dari Gambar 3-3a dapat dilihat bahwa dengan perbandingan komposisi *epoxy resin* dengan *hardener* adalah 2 berbanding $\frac{1}{4}$ menghasilkan intensitas gelombang *ester* yang lemah. Sedangkan dalam Gambar 3-3 b, c dan d perbandingan antara *epoxy resin* dengan *hardener* adalah 2:1/2, 2:3/4 dan 2:1 menampilkan kekerasan yang semakin meningkat jika jumlah fraksi volum *hardener* meningkat. Jika hasil FTIR ini dihubungkan dengan hasil uji tarik dapat dinyatakan bahwa jumlah fraksi volum *hardener* semakin meningkat

dalam komposisi *epoxy resin* maka kekerasannya semakin meningkat.

3.3 Uji Densitas

Pengujian densitas merupakan pengujian sifat fisis dari *specimen*, yang bertujuan untuk mengetahui nilai densitas *specimen*. Spesimen dibuat sesuai standart ASTM D638-99 selanjutnya diuji/dihitung densitasnya dengan cara membandingkan massa sampel di udara dengan massa di air sesuai dengan prinsip Archimedes.

Adapun alat yang digunakan adalah *densitometer* FH-MD200. Dari pengukuran yang dilakukan terhadap masing-masing sampel dari setiap komposisi maka diperoleh tabel densitas seperti yang disajikan dalam Tabel 3-1.

Dalam Tabel 3-1 disajikan hasil pengukuran densitas dari masing-masing sampel (setiap komposisi 4 sampel) untuk setiap komposisi perbandingan *epoxy resin* dengan *hardener*. Dari Tabel 3-1 ini dapat dikatakan bahwa bilamana jumlah fraksi volum *hardener* semakin meningkat maka densitas sampel semakin menurun.

Tabel 3-1: HASIL PENGUKURAN MASING-MASING SAMPEL DARI SETIAP KOMPOSISI PERBANDINGAN

No.	Perbandingan fraksi volum <i>Epoxy Resin</i> : <i>Herdener</i>	ρ rata-rata (g/cm^3)	V rata-rata (mm^3)
1.	2:0,25	1.1430	0.56
2.	2:0,5	1.1358	0.54
3.	2:0,75	1.1206	0.55
4.	2 : 1	1.1065	0.62

4 KESIMPULAN

Berdasarkan hasil yang diperoleh dari penelitian yang telah dilakukan dapat diambil kesimpulan bahwa dalam preparasi sampel masih dihasilkan *void* sehingga posisi patah dari fisik sampel bervariasi hal ini menyatakan ketidak homogenan sampel. Dengan variasi fraksi volume *hardener* nilai uji tarik yang dihasilkan semakin meningkat bilamana jumlah fraksi volume *hardener* meningkat yaitu 56,295 Mpa (fraksi volume *epoxy resin*: fraksi volume *hardener* yaitu 2:1), hasil yang sama telah dihasilkan juga oleh [La Maaliku *et al.*, 2014]. Sejalan dengan kejadian tersebut dihasilkan juga kekerasan yang semakin meningkat yang merupakan akibat ikatan molekul antara *hardener* dengan *epoxy resin* semakin meningkat dan solidifikasi dalam campuran meningkat juga. Oleh karena itu densitas dari campuran akan menurun yaitu 1,1065 g/cc.

5 UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis menyampaikan ucapan terimakasih kepada Ka. Pustekgan Bpk. Gunawan Prastyo atas kesempatan yang diberikan untuk melakukan penelitian ini. Dan penulis juga menyampaikan terimakasih kepada Budi Sulistyoyo yang membantu dalam preparasi sampel, Kosim Abduhrohman dan Widi yang membantu dalam pengujian UTM dan FTIR.

DAFTAR RUJUKAN

Dhidhit Wahyu Widyatmaja, *et al.*, Maret 2014. *Pengaruh Suhu Pencampuran Terhadap Kekuatan Tarik Dan Fracture Toughness Epoxy Resin-Organoclay Montmorillonite Nanokomposit*, MEKANIKA, Volume 12 Nomor 2.

Elisa Borowski *et al.*, 5 June 2015. *Interlaminar Fracture Toughness of CFRP Laminates Incorporating Multi-Walled Carbon*

Nanotubes, Polymers, www.mdpi.com/journal/polymers ISSN 2073-4360.

- Guide for the Design and Construction of Externally Bonded FRP Systems for Strengthening Concrete Structures, 2002, ACI 440.2R-02., Reported by ACI Committee 440.
- Kurniadi Sukma Wijaya, *et al.*, 2014. *Kekuatan Geser dan Kelenturan Komposit Woven S- Glass Berbasis Epoxy Resin Araldite LY 5138-2 dengan Hardener HY 5138 untuk Basis Data di Bidang Kedirgantaraan*. FMIPA UI.
- La Maaliku *et al.*, 2014. *Pengaruh Komposisi Campuran Hardener dengan Resin Polyester Terhadap Kuat Tarik dan Bending Polimer termoset*. Jurnal Dinamika (ISSN: 2085-8817), Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Halu Oleo, Kendari.
- Martin Alberto Masuelli, 2013. *Introduction of Fibre-Reinforced Polymers-Polymers and Composites: Concepts, Properties and Processes*, <http://dx.doi.org/10.5772/54629>.
- Meisam Omid, *et al.*, 2010. *Prediction of the Mechanical Characteristics of Multi-Walled Carbon Nanotube/Epoxy Composites Using a New Form of the Rule of Mixtures*, Elsevier, Science Direct.
- Michael, J., Moran, Howard N., Shapiro, February 2000. *Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics*. ASTM Designation 638-99.
- Mizan Tamimi *et al.*, May 2013. *Analisis Gugus Fungsi Dengan Menggunakan Spektrokopi FT-IR dari Variasi Kitin Sebagai Substrat Kitinase Bakteri Pseudomonas sp. TNII-54*. UNESA Journal of Chemistry, Vol. 2, No. 2.
- Prima Widi Hatmi *et al.*, Oktober 1998. *Pengaruh Komposisi Katalis Pada Glass Reinforced Polyester Terhadap Sifat Mekaniknya*, Prosid. Pertemuan Ilmiah Sains Materi III, Serpong.
- Ridzuan Mustafa *et al.*, 2009. *Synthesis and Characterization of Rigid Aromatic-based*

Epoxy Resin. Malaysian Polymer Jour.
Vol. 4, No. 2, www.fkkksa.utm.my/mpj.
S. Sulaiman *et al.*, 2008. *Effect of Hardener on
Mechanical Properties of Carbon Fibre
Reinforced Phenolic Resin Composites*. J.

of Eng. Sci. and Tech. Vol. 3, No. 1,
School of Engineering, Taylor's University
College.
Skoog, Holler dan Nieman, 1998. *Principle of
Instrumental Analysis*.

**VERIFICATION OF SCHRENK METHOD FOR WING LOADING
ANALYSIS OF SMALL UNMANNED AIRCRAFT USING NAVIER-
STOKES BASED CFD SIMULATION
(VERIFIKASI METODE SCHRENK DENGAN SIMULASI CFD
BERBASIS PERSAMAAN NAVIER-STOKES DALAM ANALISIS
PEMBEBANAN SAYAP PESAWAT UDARA NIRAWAK KELAS RINGAN)**

Arifin Rasyadi Soemaryanto*¹, Nurhayyan H Rosid ²

¹Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

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

²Fakultas Teknologi Mesin & Dirgantara, Institut Teknologi Bandung

Jl.Ganesha 10 Bandung 40132 Jawa Barat

*e-mail: arifin.rasyadi@lapan.go.id

Diterima 31 Agustus 2017; Direvisi 8 Februari 2018; Disetujui 9 Februari 2018

ABSTRACT

Prediction of an aerodynamic load acting on a wing or usually called wing loading becomes an important stage for structural analysis. Several methods have been used in estimating the wing loading. Schrenk approximation method is commonly used to achieve the fast estimation of lift distribution along wingspan, but in order to achieve a high level accuracy of aerodynamic prediction, computational fluid dynamics (CFD) with Navier Stokes-based equation can be used. LAPAN Surveillance UAV (LSU series) has been chosen to represent an aerodynamics analysis on generic small unmanned aircraft with twin-boom vertical stabilizer configuration. This study was focused to verify the Schrenk approximation method using high accuracy numerical simulation (CFD). The goal of this study was to determine the lift distribution along wingspan and a number of errors between Schrenk approximation and CFD method. In this study, Schrenk approximation result showed similarity with the CFX simulation. So the two results have been verified in analysis of wing loading.

Keywords: *aerodynamic loads, CFD, unmanned aircraft*

ABSTRAK

Prediksi dari beban aerodinamika yang terjadi pada sayap menjadi salah satu tahap yang penting dalam analisis struktur perancangan pesawat. Beberapa metode telah digunakan untuk mengestimasi besarnya beban aerodinamika pada sayap. Metode Schrenk umum digunakan untuk estimasi cepat perhitungan besar distribusi gaya angkat di sepanjang sayap. Guna mencapai tingkat akurasi yang tinggi dari prediksi aerodinamika, simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan berbasis persamaan Navier-Stokes dapat digunakan. Pesawat nirawak LSU dipilih untuk merepresentasikan analisis aerodinamika pada pesawat nirawak dengan konfigurasi *twin-tailboom pusher*. Fokus dari studi yang dilakukan adalah untuk memverifikasi dari metode pendekatan dari Schrenk dengan menggunakan metode yang memiliki akurasi tinggi seperti simulasi CFD. Tujuan dari studi adalah untuk menghitung distribusi gaya angkat sepanjang sayap dan menentukan seberapa besar *error* dari kedua metode.

Kata kunci: *beban aerodinamis, CFD, pesawat udara tanpa awak*

1 INTRODUCTION

The need of lightweight small unmanned aircraft is rising the interest of various parties to develop unmanned aircraft. Recently, National Institute of Aeronautics and Space or Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) as an institution which conducts research and development in the field of aerospace technology also develops unmanned aerial vehicles (UAV) with a simple configuration. The high wing and twin-boom vertical stabilizer configuration is favorable around unmanned aircraft designer because of the simplicity of design and high stability flying characteristics (Kurukularachchi, Prince, & Munasinghe, 2014) One of the aerodynamics characteristics to be analyzed in order to meet these requirements is the aerodynamics load characteristics, particularly the aerodynamic load on main aircraft lifting surfaces (Oktay, Akay, & Sehitoglu, 2014).

Several methods have been used in estimating aerodynamic load acting on aircraft lifting surfaces. (Luiz & Bussamra, 2009). Due to the advances and availability of computing resources, the detailed analysis becomes accessible. Detailed analysis provides high accuracy but it requires a lot of time and produces huge amounts of the output file. For preliminary analysis, fast estimation

tends to be used because it does not need an intensive operation and the accuracy is less needed. One of the quickest methods for predicting lift distribution along wingspan is Schrenk method. As the theoretical approach, Schrenk method generates the curve of lift distribution based on the average between elliptical and trapezoidal-planform distribution. The Schrenk method relies on the fact that the lift distribution along the span of an unswept wing does not differ much from elliptical distribution (Schrenk, 1940).

In order to achieve high level accuracy of aerodynamic prediction, computational fluid dynamic (CFD) was employed. CFD is a branch of fluid mechanics that uses numerical analysis and algorithm to solve and analyze fluid flow problems. There are three main procedures using CFD, which are pre-processing, solving, and post-processing. In pre-processing procedure, geometry, mesh generation, boundary condition and physical model definition are performed. The solver begins to solve fluid problem definition stated in previous iterative step. In post processing, the result of simulation can be displayed (Rasyadi, 2015) (Panagiotou, Tsavlidis, & Yakinthos, 2016).

In previous work, the comparative study between Schrenk approximation

and CFD method has been studied for predicting wing loading of glider aircraft (Putra, 2016).

From the conclusion of the previous work, there is a difference between CFD and Schrenk method in obtaining lift distribution for wing loading analysis. Nevertheless, this paper is focused to verify the Schrenk approximation method using high accuracy numerical simulation (CFD) on small unmanned aircraft. LAPAN Surveillance UAV (LSU series) has been chosen as to represent an aerodynamics analysis. The characteristic of wing profile of this aircraft is quite simple, a tapered rectangular wing with uniform aerofoil along the span.

The goal of this study was to determine the lift distribution along wingspan and the amount of errors between Schrenk method and CFD.

2 METHODOLOGY

2.1 Schrenk Method

This method is a simple approximation method to find solution for span-wise lift distribution which has been proposed by Dr. Ing Oster Schrenk and has been accepted by the Civil Aeronautics Administration (CAA) as a satisfactory method for civil aircraft (Schrenk, 1940). As previously mentioned, Schrenk method accounts the average of lift per unit span between planform lift and elliptical lift distribution. The mathematical model of Schrenk Method is shown as below with Figure 3-3 as illustration

$$L'_{elliptical} = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} \tag{2-1}$$

$$L'_{planform} = \frac{2L}{(1 + \lambda)b} \left(1 + \frac{2y}{b}(\lambda - 1)\right) \tag{2-2}$$

$$L'_{Schrenk} = \frac{L'_{elliptical} + L'_{planform}}{2} \tag{2-3}$$

with

L : total lift force (N)

L' : lift distribution (N/m)

λ : taper ratio

b : wing span (m)

y : spanwise distance of section (m)

2.2 Computational Fluid Dynamics (CFD)

The numerical simulation was performed using ANSYS Software with CFX solver and based on finite volume method. General equation commonly used to represent fluid flow behavior is Navier-Stokes equation (Panagiotou, Kaparos, Salpingidou, & Yakinthos, 2016). For incompressible flow assumption, the Navier-Stokes equation is expressed as

$$\rho \left[\frac{\partial u}{\partial t} + (u \nabla) u \right] = -\nabla p + \mu \nabla^2 u + \rho F \tag{2-4}$$

with

ρ : density (kg/m³)

$\frac{\partial u}{\partial t}$: time derivative of velocity u

p : pressure (Pa)

F : force (N)

u : velocity (m/s)

The simulation was conducted using the workflow as shown in Figure 2-1. This study was performed to analyze aerodynamic load of small UAV described in Table 2-1. Only semi span wing was modeled and the surface was partitioned into six sections in order to visualize the lift distribution along wingspan, shown in Figure 2-2. The CFX solver needed a discrete model to do the calculation, therefore the model was discretized using unstructured grid generation using ICEM CFD software (Panagiotou, Kaparos, et al., 2016) (XU Lei, 2008). In order to capture boundary layer, the inflation layers are used on the surface of the wing (Wulf, 1995). The inflation layers are the grid layer whose distance is increasing from the surface as visualized in Figure 2-3.

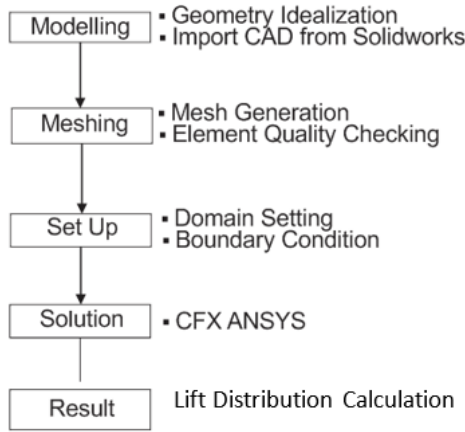


Figure 2-1: Simulation workflow

Table 2-1: WING GEOMETRI DATA

Geometry		
Wingspan	2900	mm
S	0.707	m ²
Apect Ratio	12	-
Taper Ratio	0.7	-
Root Chord	270	mm
Tip Chord	190	mm
MAC	246	mm
Re	535000	-
Airfoil	GOE 501	-

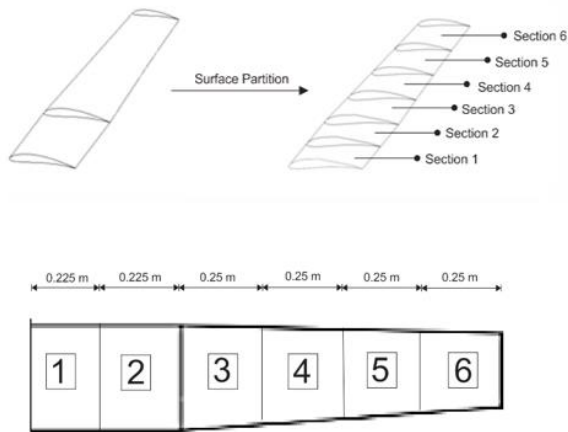


Figure 2-2: Wing surface partition

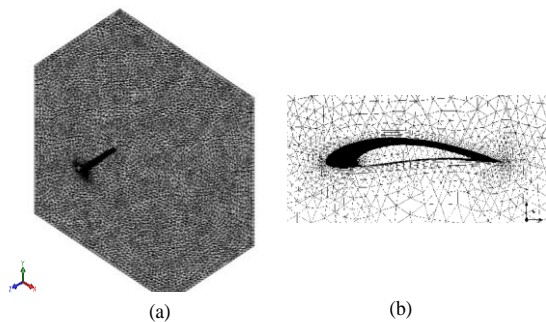


Figure 2-3: a) Domain with unstructured mesh
b) Inflation layers on wing surface

3 RESULT & DISCUSSION

In order to choose appropriate node number, the grid test was performed for several nodes number. The node numbers were from $1,56 \times 10^5$, $2,64 \times 10^5$, $4,23 \times 10^5$, $4,50 \times 10^5$, and $4,56 \times 10^5$. Figure 3-1 shows that the lift-to-drag ratio tends to reach converging value with increasing number of nodes greater than $4,0 \times 10^5$. To achieve and guarantee the accuracy of the result, the grid number $4,0 \times 10^5$ was adopted for the subsequent computation. Table 3-1 shows the result of simulation for flight velocity 25 m/s with the altitude of operation 100 m. For each section, there are two surfaces which were upper surface and a lower surface. To achieve lift for each section, lift from upper and lower surface must be summed. This simulation results in 84.25 N of total lift for half wingspan. Visualization of sectional lift along wingspan can be seen in Figure 3-2.

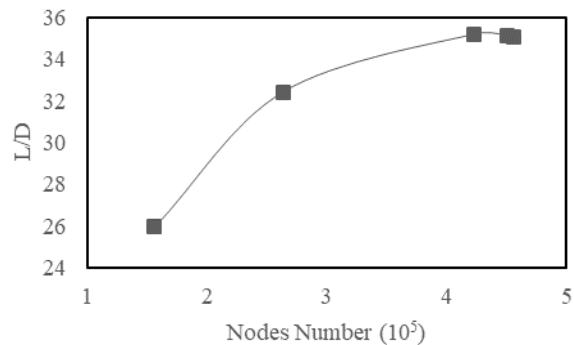


Figure 3-1: Grid test of unstructured mesh

Table 3-1: LIFT ACTING ON WING SURFACE FOR EACH SECTION

Sect ion	Lift Upper Surface [N]	Lift Lower Surface [N]	Total Lift for Each Section [N]
1	-5894.6	5910.3	15.7
2	-5894.7	5910.2	15.46
3	-6281.6	6298	16.32
4	-5718.1	5732.9	14.79
5	-5154.8	5167.6	12.82
6	-4592.6	4601.7	9.16
Total Lift [N]			84.25

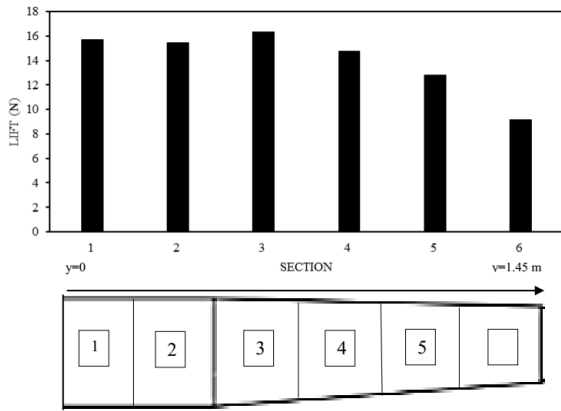


Figure 3-2: Total lift in each section

Furthermore, the lift distribution can be calculated by dividing sectional lift with spanwise section length as shown in Figure 2-2 previously. The lift distribution had a rectangular profile in each section after divided by section length. In order to make this distribution became elliptical profile, the rectangular distribution was modified using lower and upper approximation approach as shown in Figure 3-3. When, lower approximation approach was used, it did not account for the remaining forces above the lower lift distribution. Using this approach, 7,94 N vanished because it was not counted. Meanwhile, using upper approximation approach, there was 4,12 N lift addition. To minimize the deviation, the average between upper and lower approximation approach was used. Only 2.3 N deviation from actual lift appeared using this average approximation approach.

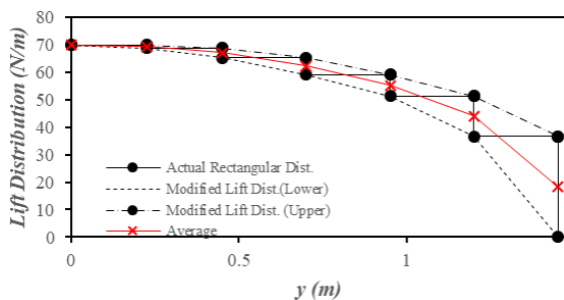


Figure 3-3: Actual lift distribution from CFD and a modified results to achieve elliptical lift distribution profile

The comparison of Schrenk and CFD-average value lift distribution is visualized in Figure 3-4. The overall trend of both methods did not show a significant

difference. The highest deviation occurred when the distribution came up to the wing tip. Schrenk distribution tended to have a higher value at the wingtip because of the contribution of planform lift distribution. As said before, Schrenk method averaged the lift distribution of elliptical and planform distribution. The elliptical distribution had zero value at the wingtip, while planform distribution did not. This value contributed to Schrenk distribution to have the highest error value at wingtip as presented in Table 3-2.

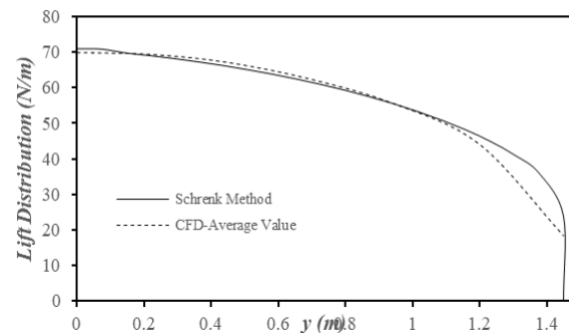


Figure 3-4: Comparison between CFD-average value and Schrenk Method lift distribution

Table 3-2: ERROR BETWEEN CFD-AVERAGE VALUE AND SCHRENK METHOD

y (m)	CFD-Average Value	Schrenk Method	Error (%)
0	69.78	71.11	1.878
0.25	69.24	69.17	0.09
0.4	66.99	66.37	0.93
0.7	62.22	61.10	1.82
0.9	55.22	55.66	0.79
1.2	43.96	45.01	2.33
1.4	18.32	23.99	23.66

4 CONCLUSIONS

In the case of the wing profile of small unmanned aircraft, the highest deviation occurred when the distribution came up to the wing tip. Schrenk distribution tended to have a higher value

at the wingtip because of the contribution of planform lift distribution. Still, the Schrenk method result showed similarity with the CFX simulation. So, the two results have been verified in analysis of wing loading of small unmanned aircraft.

ACKNOWLEDGEMENT

The authors wish to express their thanks to Aerodynamics Division Staffs, Mr. Gunawan Setyo Prabowo as Head of Aeronautics Technology Center and also Mr. Mabe Siahaan as our senior researcher to support this study and research. Also a regards for redaction team of Jurnal Teknologi Dirgantara LAPAN.

REFERENCES

- Kurukularachchi, L., Prince, R., & Munasinghe, S. R., 2014. *Stability and Control Analysis in Twin-Boom Vertical Stabilizer Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*. International Journal of Scientific and Research Publications, 4(2), 1–5.
- Luiz, F., & Bussamra, D. S., 2009. *A Simplified Geometric Method for Wing Loads Estimation*. Control, (2).
- Oktay, E., Akay, H. U., & Sehitoglu, O. T., 2014. *Three-Dimensional Structural Topology Optimization of Aerial Vehicles Under Aerodynamic Loads*. *Computers and Fluids*, 92, 225–232. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2013.11.018>.
- Panagiotou, P., Kaparos, P., Salpingidou, C., & Yakinthos, K., 2016. *Aerodynamic design of a MALE UAV*. *Aerospace Science and Technology*, 50, 127–138. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.12.033>.
- Panagiotou, P., Tsavlidis, I., & Yakinthos, K., 2016. *Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD*. *Aerospace Science and Technology*, 53, 207–219. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.09.006>.
- Putra, C., 2016. *Comparative Study between Schrenk and CFD Analysis for Predicting Lift Distribution along Wing Span of Glider Aircraft*. In *Aerospace Science and Technology in Indonesia*.
- Rasyadi, A., 2015. *Verification of Aerodynamics Characteristic in Twin Tail-Boom Pusher Unmanned Aircraft Configuration Using Numerical Method*. In *Advance in Aerospace Science and Technology in Indonesia*, Vol. 1.
- Schrenk, O., 1940. *A Simple Approximation Method for Obtaining the Spanwise Lift Distribution*. Washington.
- Wulf, A., 1995. *Tuned grid generation with ICEM CFD*. In *Surface Modeling, Grid Generation, and Related Issues in Computational Fluid Dynamic (CFD) Solutions* (477–488). USA.
- XU Lei, L. H., 2008. *The Technology of Numerical Simulation Based on ANSYS ICEM CFD and CFX Software*. Mechanical Engineer.

APLIKASI PERANGKAT LUNAK SISTEM AKUISISI KECEPATAN REACTION WHEEL (SOFTWARE APPLICATION OF REACTION WHEEL SPEED ACQUISITION SYSTEM)

Harry Septanto

Pusat Teknologi Satelit

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Cagak Satelit km. 0,4 Rancabungur, Bogor 16310

e-mail: harry.septanto@lapan.go.id

Diterima 29 Desember 2017; Direvisi 14 Februari 2018; Disetujui 20 Februari 2018

ABSTRACT

Transfer of technology activity through reverse engineering is an effort done by developing country in order to decrease technology gap, including in satellite technology, from developed country. To perform measurement and data acquisition in order to extract design information of a satellite component are the first step in reverse engineering process. This paper reports the result of research on the development of data acquisition software for satellite actuator called reaction wheel speed. In satellite development phase, the wheel speed acquisition system is also possible to be utilized as a testing tool for component level verification. The wheel speed data obtained from the experiment was represented in graphic of transient response. Based on the data analysis, the developed data acquisition system was possible to be utilized to measure dynamic characteristic of the reaction wheel unit in order to extract its design information. Meanwhile, the analysis done has represented basic part of component level verification test. This fact showed that the developed acquisition system was also possible to be used as testing tool in satellite development phase.

Keywords: software, data acquisition system, reaction wheel, transient response

ABSTRAK

Kegiatan alih teknologi melalui *reverse engineering* merupakan upaya yang dilakukan oleh negara berkembang dalam rangka memperkecil jarak ketimpangan dari negara maju dalam hal teknologi, termasuk teknologi satelit. Melakukan pengukuran dan akuisisi data dalam rangka mengurai informasi desain suatu komponen satelit adalah tahap pertama proses *reverse engineering*. Makalah ini melaporkan hasil penelitian mengenai pengembangan perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan *wheel* dari sebuah aktuator satelit yang disebut *reaction wheel unit*. Dalam aspek fase pengembangan satelit, sistem akuisisi data ini dapat digunakan sebagai perangkat pengujian untuk verifikasi di tingkat komponen. Data kecepatan *wheel*, yang diperoleh dari eksperimen yang dilakukan, ditampilkan dengan grafik respon transien. Berdasarkan analisis atas data tersebut, sistem akuisisi data yang dikembangkan menjanjikan untuk digunakan dalam rangka pengukuran karakteristik dinamik *reaction wheel* sebagai upaya mengurai informasinya. Selain itu, analisis yang telah dilakukan merepresentasikan bagian dasar dari tahap verifikasi di tingkat komponen. Hal ini menunjukkan bahwa sistem akuisisi data ini menjanjikan untuk digunakan sebagai perangkat pengujian di dalam fase pengembangan satelit.

Kata kunci: *perangkat lunak, sistem akuisisi data, reaction wheel, respon transien*

1 PENDAHULUAN

Perang Dingin (*Cold War*) pasca Perang Dunia (*World War*) II antara Uni Soviet dan Amerika Serikat merupakan era di mana masing-masing pihak berusaha meyakinkan bahwa teknologi mereka adalah yang terbaik di dunia. Perlombaan penguasaan teknologi luar angkasa, yang dikenal dengan istilah *Space Race*, menjadi salah satu dampak yang dikenal pada era itu. Perlombaan itu dimenangkan oleh Uni Soviet setelah berhasil meluncurkan satelit Sputnik 1 pada 4 Oktober 1957 (Mcdougall, 1985). Keberhasilan Uni Soviet tersebut menjadi sebab Amerika Serikat kemudian melakukan banyak eksperimen terkait teknologi satelit secara cepat (House, Gruber, Hunt, & Mecherikunnel, 1986).

Sekitar lima puluh tahun setelah Sputnik 1 diluncurkan, yaitu 10 Januari 2007, satelit kelas mikro LAPAN-TUBSAT, yang dibangun melalui kerja sama antara Indonesia (Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional atau LAPAN) dan Jerman (*Technische Universität Berlin*), diluncurkan dengan roket peluncur India PSLV-C7. Kegiatan pengembangan satelit oleh LAPAN dilanjutkan dengan satelit LAPAN-A2/LAPAN-ORARI yang telah diluncurkan pada 28 September 2015

dan LAPAN-A3/IPB yang telah diluncurkan pada 22 Juni 2016. Saat ini, LAPAN sedang mengembangkan dua satelit kelas mikro lainnya, yaitu satelit LAPAN-A4 dan satelit LAPAN-A5.

Amanah kemandirian dalam penyelenggaraan kementerian Indonesia di mana pengembangan satelit adalah salah satu aspeknya-menjadikan kegiatan alih teknologi (*transfer of technology*) dalam bidang satelit adalah keniscayaan. Pustaka (Prabowo, Mayditia, & Yusuf, 2009), (Saifudin, Amin, & Huzain, 2016) dan (Meidiansyah, Rosa, & Ikhsan, 2013) adalah beberapa contoh hasil dari kegiatan alih teknologi di lingkungan Pusat Teknologi Satelit LAPAN.

G. S. Prabowo dkk. (Prabowo *et al.*, 2009) melaporkan hasil rancang-bangun *wheel drive electronic* (WDE) pada sistem pembangkit torsi satelit. Modul WDE tersebut meliputi sistem mikrokontroler, antarmuka untuk komunikasi dengan sensor gyro dan sistem komputer utama satelit atau *on board data handling* dan sistem penggerak motor DC *brushless*.

Di dalam pustaka (Saifudin *et al.*, 2016), M. A. Saifudin dkk. melaporkan hasil pengembangan *star sensor* kelas eksperimental yang diterbangkan dan menjadi bagian dari sistem sensor sikap

(*attitude sensor*) satelit LAPAN-A3/IPB. Perangkat *star sensor* yang telah dikembangkan tersebut terdiri dari sistem optik (kamera dan *baffle*), sistem mikrokontroler pemroses data bintang-termasuk program pengidentifikasi bintang.

T. Meidiansyah dkk. (Meidiansyah *et al.*, 2013) melaporkan hasil pengembangan perangkat lunak yang telah direalisasikan pada Stasiun Bumi (*Ground Station*) LAPAN untuk keperluan penjejak (*tracking*) dan pengendalian (*tele-command*) satelit LAPAN-A2/LAPAN-ORARI. Perangkat lunak tersebut mengakomodasi berbagai kebutuhan operasi satelit yang meliputi antarmuka radio modem, koreksi frekuensi akibat efek Doppler, pembaharuan parameter orbit (*two-line element* atau TLE) secara *online* dan data *log* operasi satelit.

Pada prinsipnya, kegiatan-kegiatan alih teknologi yang telah dilakukan tersebut dilakukan melalui proses *reverse engineering*, yaitu sebuah proses sistematis dalam rangka mengurai informasi desain atas suatu produk yang telah ada (Geng & Bidanda, 2017). *Reverse engineering* merupakan sebuah strategi manajemen teknologi dalam rangka memperkecil jarak dalam hal teknologi antara negara berkembang (*developing country*) dan negara maju (*developed country*) serta memiliki pangsa pasar yang sesuai dalam bisnis global (Dehaghi & Goodarzi, 2011).

Tahap pertama dari *reverse engineering* adalah pengukuran (*measurement*) dan akuisisi data (*data acquisition*) dari suatu bagian produk yang ada, di mana informasi yang terkumpul kemudian dianalisis dan diinterpretasikan (Wang, 2011). Alih-alih membahas mengenai produk aktuator atau sensor satelit, seperti pada pustaka (Prabowo *et al.*, 2009) dan (Saifudin *et al.*, 2016), atau produk untuk Stasiun Bumi, seperti pustaka (Meidiansyah *et al.*, 2013), makalah ini akan membahas mengenai produk yang dibangun dalam rangka memenuhi tahap pertama dari *reverse engineering*, yaitu pengukuran dan

akuisisi data dari suatu produk yang ada, di mana dalam hal ini yaitu pengukuran dan akuisisi data kecepatan sistem aktuator satelit *reaction wheel* dalam rangka mengetahui karakteristik dinamika sistem tersebut.

Selain sebagai upaya *reverse engineering*, pengujian dalam aspek dinamika kecepatan sistem *reaction wheel* tersebut merupakan tahap yang penting dalam pengembangan satelit. Pengujian ini termasuk ke dalam verifikasi tingkat komponen (*component level verification*) pada fase pengembangan satelit (Eickhoff, 2009).

Aplikasi perangkat lunak berbasis komputer untuk keperluan akuisisi data dari beragam sistem elektro-mekanik telah banyak dilaporkan. Beberapa penerapan aplikasi perangkat lunak pada sistem akuisisi data dilaporkan dalam pustaka (Gupta, Bera, & Mitra, 2010), (Sulistyo, Widodo, Tjokronagoro, & Soesanti, 2013), (Martín, Llopis, Rodríguez, González, & Blanco, 2014) dan (Rozikin, Sukoco, & Saptomo, 2017).

R. Gupta dkk. (Gupta *et al.*, 2010) melaporkan aplikasi perangkat lunak dalam sistem akuisisi sinyal *electrocardiogram* dengan *graphical user interface* berbasis MATLAB. Pemrograman dengan prinsip *event-driven* diterapkan dalam rangka mengotomasi akuisisi dan penyimpanan (*storage*) data serial. Seperti R. Gupta dkk., H. Sulistyo dkk. melaporkan mengenai penggunaan *Data Acquisition Toolbox* dalam MATLAB untuk sistem akuisisi sinyal *electrocardiogram* (Sulistyo *et al.*, 2013).

Di dalam pustaka (Martín *et al.*, 2014), F. J. Ferrero Martín dkk. melaporkan mengenai sistem akuisisi data berbasis perangkat keras (*hardware*) OpenDAQ yang bersifat *open source*. Sistem ini menerapkan bahasa pemrograman Python dan LabVIEW untuk aplikasi perangkat lunaknya.

Pustaka (Rozikin *et al.*, 2017) membahas mengenai sistem akuisisi data pada sistem irigasi otomatis berbasis *wireless sensor network*. Sistem ini

menggunakan aplikasi perangkat lunak Realterm untuk menerima dan menampilkan data jejaring sensor tersebut.

Aspek aplikasi perangkat lunak sistem akuisisi dalam pustaka-pustaka tersebut di atas tidak dibahas secara khusus dan mendalam. Berbeda dengan itu, makalah ini membahas secara khusus dan mendalam mengenai aspek aplikasi perangkat lunak sistem akuisisi data. Pada bagian berikutnya, pemaparan masalah, tujuan dan aspek-sepek rancangan sistem perangkat lunak diuraikan dalam bagian Metodologi. Selanjutnya, pada bagian Realisasi Perangkat Lunak diuraikan hasil penelitian berupa perangkat lunak yang telah dikembangkan. Pada bagian 4, hasil eksperimen dan analisisnya disajikan. Terakhir, makalah ini ditutup dengan bagian Kesimpulan.

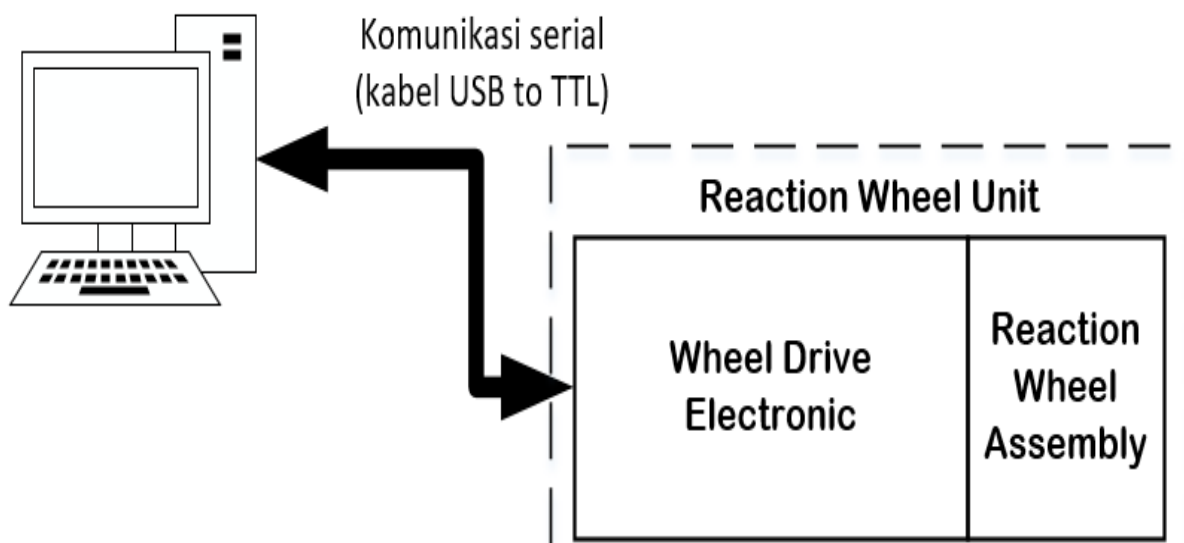
2 METODOLOGI

2.1 Definisi Masalah dan Tujuan

Dalam menjalankan misinya, misalnya mengarahkan antena untuk keperluan pengiriman data citra ke Stasiun Bumi, satelit memerlukan aktuasi untuk mengendalikan sikap (*attitude control*). Aktuasi kendali tersebut berupa torsi atau momentum angular yang dibangkitkan oleh perangkat elektro-

mekanik yang disebut *reaction wheel unit* (Gambar 2-1). Untuk kemudahan pembaca, pada makalah ini *reaction wheel unit* disebut sebagai sistem *reaction wheel* atau Sistem RW.

Sistem *bus* satelit yang diterapkan pada satelit LAPAN selama ini, yaitu LAPAN-A1, A2, dan A3, memiliki tiga Sistem RW yang ditempatkan di ketiga sumbu satelit. Setiap Sistem RW tersebut terdiri dari dua bagian yaitu *Reaction Wheel Assembly* (RWA) dan *Wheel Drive Electronic* (WDE). Pada prinsipnya, RWA terdiri dari motor arus searah tanpa sikat atau *Brushless Direct Current* (BLDC) dan massa beban (*load mass*) dengan momen inersia tertentu yang dipasang pada poros (*shaft*) motor-bagian ini disebut *wheel*. Sementara itu, WDE merupakan komponen elektronik yang menggerakkan komponen motor BLDC pada RWA sehingga *wheel* berputar sesuai dengan torsi atau momentum angular yang diinginkan. Selain itu, setiap Sistem RW tersebut dilengkapi dengan sebuah sensor gyro dalam rangka menjalankan aksi kendali *closed-loop* kecepatan dan sudut rotasi masing-masing sumbu satelit. Informasi mengenai diagram Sistem RW yang dipaparkan di atas dapat diperoleh pada Gambar 2-1 pada pustaka (Butz & Renner, 1996).



Gambar 2-1: Skema *hardware* sistem akuisisi data kecepatan rotasi *wheel*

Selain yang telah disebutkan, Sistem RW tersebut juga memiliki kemampuan aksi kendali *open-loop* yang meliputi kendali kecepatan rotasi motor BLDC atau kecepatan *wheel* di mana kinerja kendali *open-loop* ini pada prinsipnya akan berimplikasi pada kinerja *closed-loop* tadi. Perlu diperhatikan bahwa terminologi *open*-dan *closed-loop* tersebut adalah dalam sudut pandang sistem satelit di mana Sistem RW sebagai aktuator, gyro sebagai sensor dan satelit sebagai kendalian (*plant*); dalam sudut pandang motor sebagai *plant*, pengendalian kecepatan *wheel* dapat terjadi secara *closed-loop* dengan memanfaatkan sensor Hall dalam mengukur kecepatan rotasi motor aktualnya.

Dengan memperhatikan paparan di atas, perancangan sistem kendali *open-loop* ini merupakan tahap pertama yang harus dilakukan sebelum kemudian merancang sistem kendali *closed-loop*-nya. Selanjutnya, memastikan bahwa sistem kendali yang memiliki kinerja yang dibutuhkan sangat penting untuk menjamin sistem kendali yang dirancang dapat mendukung operasi misi satelit.

Selain merujuk syarat ideal dalam formulasi teoretis, studi komparasi dengan perangkat yang sudah praktis bekerja (*flight proven*) mengambil bagian penting dalam upaya *reverse engineering*, dalam hal ini adalah Sistem RW. Untuk itu, perangkat untuk mengukur kinerja Sistem RW yang ada tersebut harus dibangun. Penelitian yang dilakukan ini bertujuan untuk merealisasikan perangkat lunak aplikasi desktop (*desktop application software*) untuk keperluan pengukuran kinerja Sistem RW, yaitu sistem akuisisi kecepatan *wheel*. Di samping itu, penelitian ini juga merupakan upaya penyediaan perangkat pengujian kinerja Sistem RW pada fase verifikasi tingkat komponen.

Perangkat keras (*hardware*) yang digunakan pada sistem akuisisi tersebut terdiri dari komputer, Sistem RW dan kabel konverter USB ke TTL untuk pengiriman perintah dan penerimaan

data kecepatan rotasi *wheel*. Selain itu, pada Sistem RW itu sendiri, terdapat beberapa koneksi atau pengkabelan antara WDE dan RWA yang pembahasannya di luar lingkup makalah ini. Skema *hardware* tersebut ditampilkan pada Gambar 2-1.

2.2 Aspek-aspek dalam Rancang-Bangun Perangkat Lunak

Sistem RW yang digunakan dalam penelitian ini merupakan Sistem RW yang berasal dari vendor. Beberapa aspek yang diperhatikan dalam rancang-bangun sistem akuisisi data kecepatan *wheel* Sistem RW tersebut meliputi pemahaman format data dan pemberian perintah (*command*); penentuan fitur-fitur yang harus diakomodasi pada perangkat akuisisi data; dan penentuan bahasa pemrograman.

Dua tahap umum yang harus direalisasikan pada pemrograman dalam rangka melakukan akuisisi kecepatan *wheel* yaitu mengirimkan perintah (*command*) ke WDE untuk memutar *wheel* dengan kecepatan tertentu, lalu mengirimkan perintah ke WDE secara berulang untuk mengukur (*telemetry*) kecepatan *wheel*.

Perintah yang harus dikirimkan (*transmitted*) ke WDE merupakan paket byte tertentu berupa array, di mana byte pertama (*header*) merepresentasikan jenis perintah dan *byte* terakhir merupakan byte penanda akhir paket *byte* (*tail*). Pada perintah untuk mengeset kecepatan *wheel*, nilai kecepatan bertipe *Single* yang telah dikonversi menjadi empat *byte* dibawa di antara *header* dan *tail* tersebut. Sementara, pada perintah *telemetry*, nilai-nilai *byte* di antara *header* dan *tail* diabaikan.

Paket byte perintah atau *array-byte command* tersebut dikirimkan dengan prinsip *echo*, di mana setiap byte yang dikirim oleh sistem akuisisi ke WDE akan dikirim balik oleh WDE. WDE memproses *command* setelah *tail* dari *array-byte command* dibaca dan format paket *command* benar. WDE akan

memberikan suatu respon *byte* apabila salah satu atau kedua kondisi tersebut tidak terpenuhi. WDE akan memproses *command* untuk mengeset kecepatan *wheel* dengan segera memutar *wheel* ke nilai kecepatan yang diset. Sementara pada *command* untuk *telemetry*, WDE memproses *command* dengan mengirimkan sejumlah *byte* yang diakhiri dengan *byte tail* dari *array-byte command*.

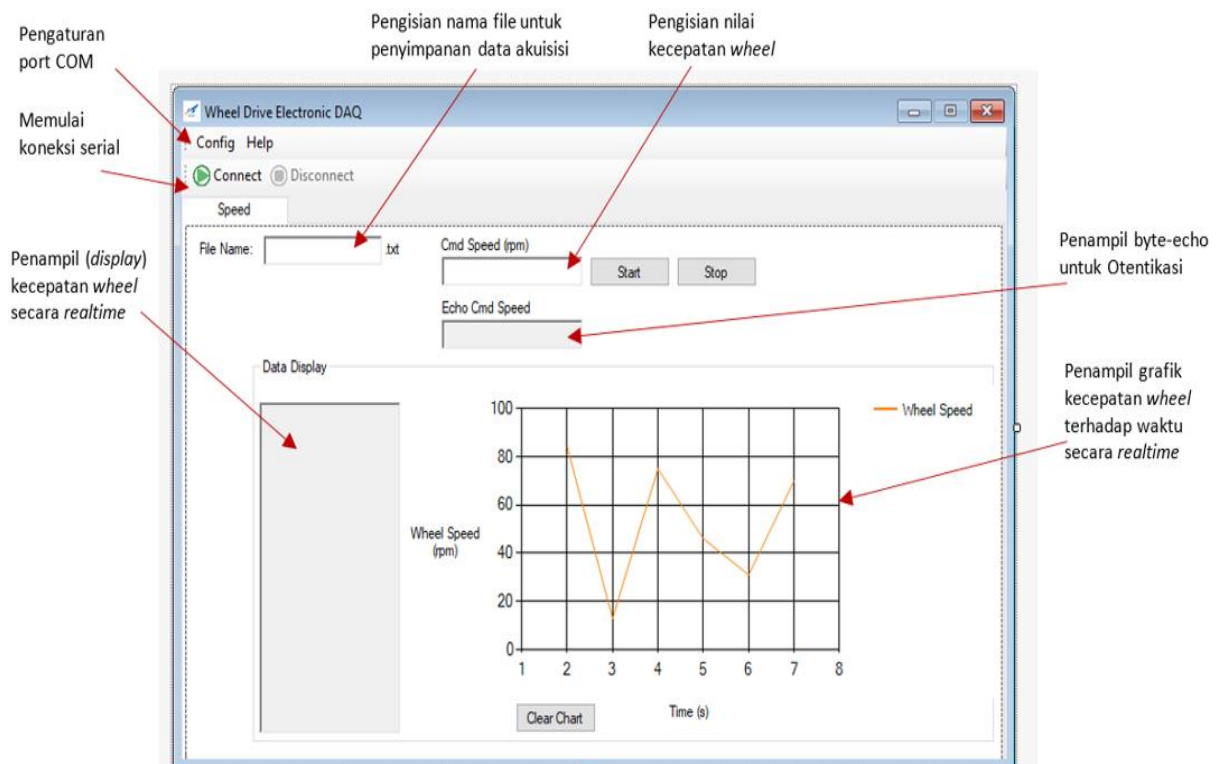
Dengan pertimbangan kondisi pengiriman perintah di atas, maka, untuk keperluan *user* melakukan otentikasi langsung secara visual, perangkat sistem akuisisi data tersebut perlu mengakomodasi tampilan yang menyatakan bahwa *array-byte* perintah yang dikirimkan adalah benar. Selain fitur (*feature*) itu, yang penting untuk direalisasikan dalam perangkat sistem akuisisi tersebut meliputi adanya tampilan grafik secara waktu-nyata (*realtime*) untuk observasi secara langsung dan penyimpanan (*save to file*) atas data hasil akuisisi untuk keperluan analisis dinamika sistem lebih lanjut.

Bahasa pemrograman yang digunakan untuk merealisasikan

perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan rotasi *wheel* adalah Visual Basic.NET pada Visual Studio Community 2015 yang tidak berbayar. Antar-muka pengguna (*user interface*) direalisasikan dengan menggunakan *Windows Forms Application*. Selain itu, misalnya, prinsip *event-driven* dalam rangka komunikasi dengan WDE (proses pengiriman perintah dan penerimaan data) diterapkan dengan bahasa pemrograman tersebut.

3 REALISASI PERANGKAT LUNAK

Hasil penelitian yang dilakukan ini adalah perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan *wheel* yang memiliki antar-muka pengguna (*user interface* atau UI). Realisasi UI perangkat lunak sistem akuisisi tersebut dalam “*View Designer*” Visual Studio ditampilkan pada Gambar 3-1. UI sistem akuisisi tersebut meliputi menu konfigurasi komunikasi serial untuk pengaturan port COM, dengan nilai *baudrate*, banyaknya *data bits*, status *parity bit* dan banyaknya *stop bit* yang telah diketahui dan menjadi bagian dari kode program.



Gambar 3-1: Tampilan antar-muka pengguna (*user interface*) dalam menu “*View Designer*” di Visual Studio

UI sistem akuisi ini memiliki dua kotak-teks (*textbox*) pengisian, yaitu “*File Name*” untuk pengaturan nama file penyimpanan data akuisisi dan “*Cmd Speed (rpm)*” untuk pengaturan perintah nilai kecepatan rotasi *wheel* dalam rpm. Selain dua kotak-teks pengisian, pada UI tersebut ada kotak-teks penampil (*display*) untuk otentikasi nilai *byte* secara langsung oleh *user* bahwa perintah yang dikirimkan benar, yaitu “*Echo Cmd Speed*”. Sementara di dalam “*Data Display*” ada dua macam penampil data kecepatan *wheel* secara *realtime*, dalam bentuk teks pada kotak-teks dan dalam bentuk grafik-garis solid oranye pada penampil grafik dalam Gambar 3-1 hanya berupa ilustrasi.

Pemrograman sistem akuisisi ini direalisasikan dengan sebuah *Public Class* beberapa *Module*, yaitu *Module* yang berkaitan dengan aksi menu konfigurasi port COM “*Config*” dan “*Help*”, *Module* yang berkaitan dengan aksi menu koneksi serial, dan *Module* yang berkaitan dengan aksi penanganan data yang diakuisisi. Namun demikian, pemaparan pada makalah ini hanya difokuskan pada bagian yang menangani secara langsung akuisisi data kecepatan *wheel*, yaitu *Public Class MainForm* dan *Module Parsing* yang melakukan penanganan data yang diakuisisi.

Diagram alir yang ditampilkan pada Gambar 3-2 merepresentasikan alur kerja sekaligus posisi realisasi kode program yang menangani setiap langkah pada alur kerja tersebut, yaitu di dalam *Public Class MainForm* atau di dalam *Module Parsing*. Pada gambar tersebut ada tiga warna simbol-yaitu putih, biru, dan kuning-dan dua warna anak panah-biru dan kuning. Arti warna-warna tersebut dijelaskan pada Tabel 3-1 dan Tabel 3-2.

Pada pendefinisian *array-byte command* untuk mengeset kecepatan *wheel*, nilai kecepatan yang akan dikirimkan diambil dari nilai pada kotak teks “*Cmd Speed (rpm)*” yang diisi oleh *user*. Tabel 3-3 menampilkan *pseudocode*

proses tersebut dalam rangka melengkapi diagram alir pada Gambar 3-2.

Tabel 3-1: ARTI WARNA SIMBOL PADA DIAGRAM ALIR GAMBAR 3-2

Warna Simbol	Arti
Biru	Aksi yang direalisasikan dengan kode program
Putih	Aksi yang dilakukan oleh <i>user</i>
Kuning	Aksi dilakukan oleh WDE

Keterangan: Simbol yang dimaksud adalah selain simbol lingkaran bernomor. Simbol lingkaran bernomor menunjukkan bahwa dua anak panah dengan nomor yang sama di dua bagian diagram alir pada Gambar 3-2 saling terhubung.

Tabel 3-2: ARTI WARNA ANAK PANAH PADA DIAGRAM ALIR GAMBAR 3-2

Warna Anak Panah	Arti
Biru	Alur kerja user dan program
Kuning	Komunikasi serial

Tabel 3-3: PSEUDOCODE PENDEFINISIAN ARRAY-BYTE COMMAND UNTUK MENGESET KECEPATAN WHEEL

```

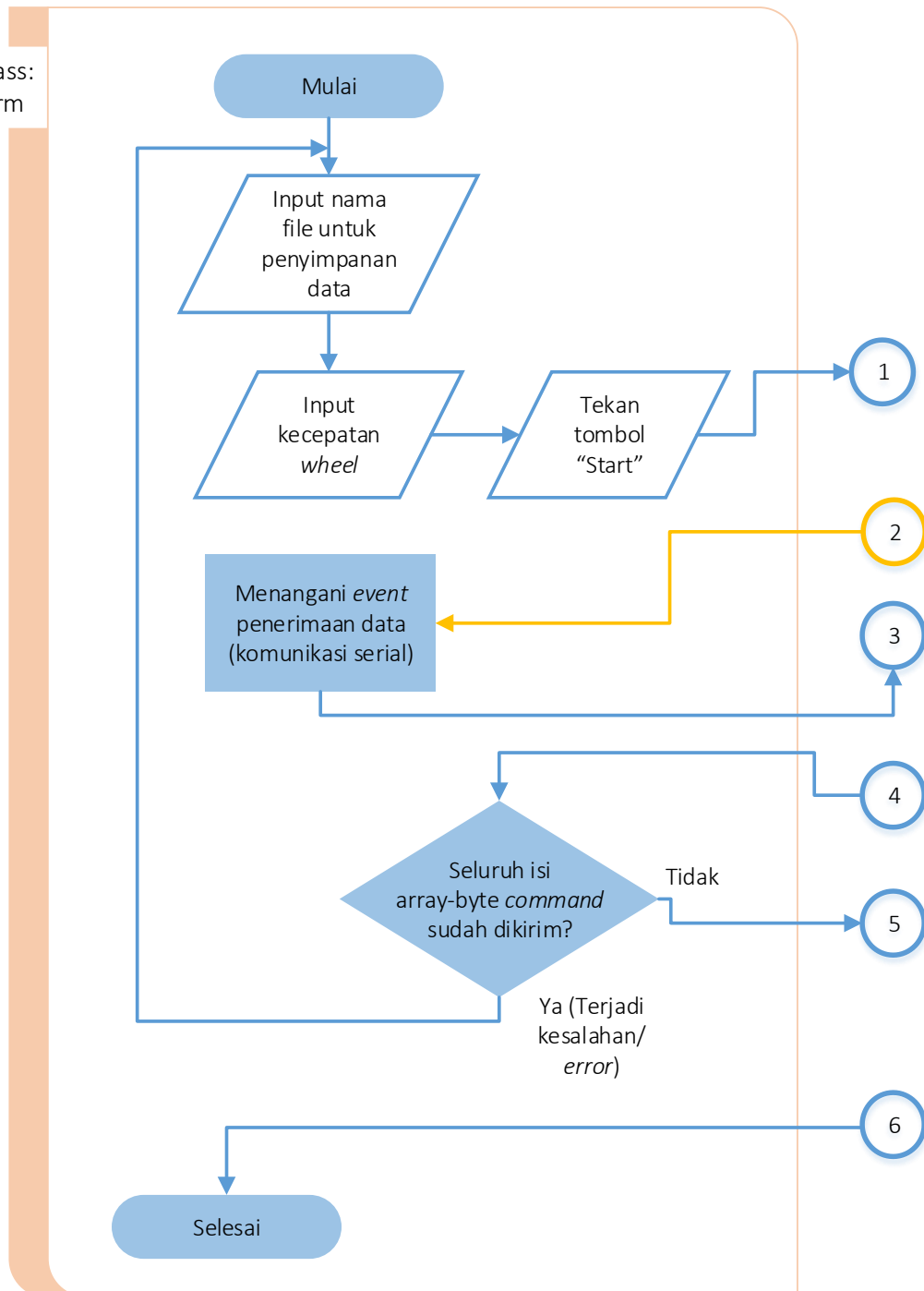
Procedure:
  Deklarasi variabel inp sebagai Single
  Deklarasi variabel inpByte(3) sebagai array Byte
  inp = hasil konversi nilai kecepatan wheel dari kotak teks dari tipe String ke Single
  inpByte = hasil konversi inp ke array Byte
  Membalikkan urutan isi inpByte
  Mendefinisikan array-byte command untuk set kecepatan wheel
End Procedure
    
```

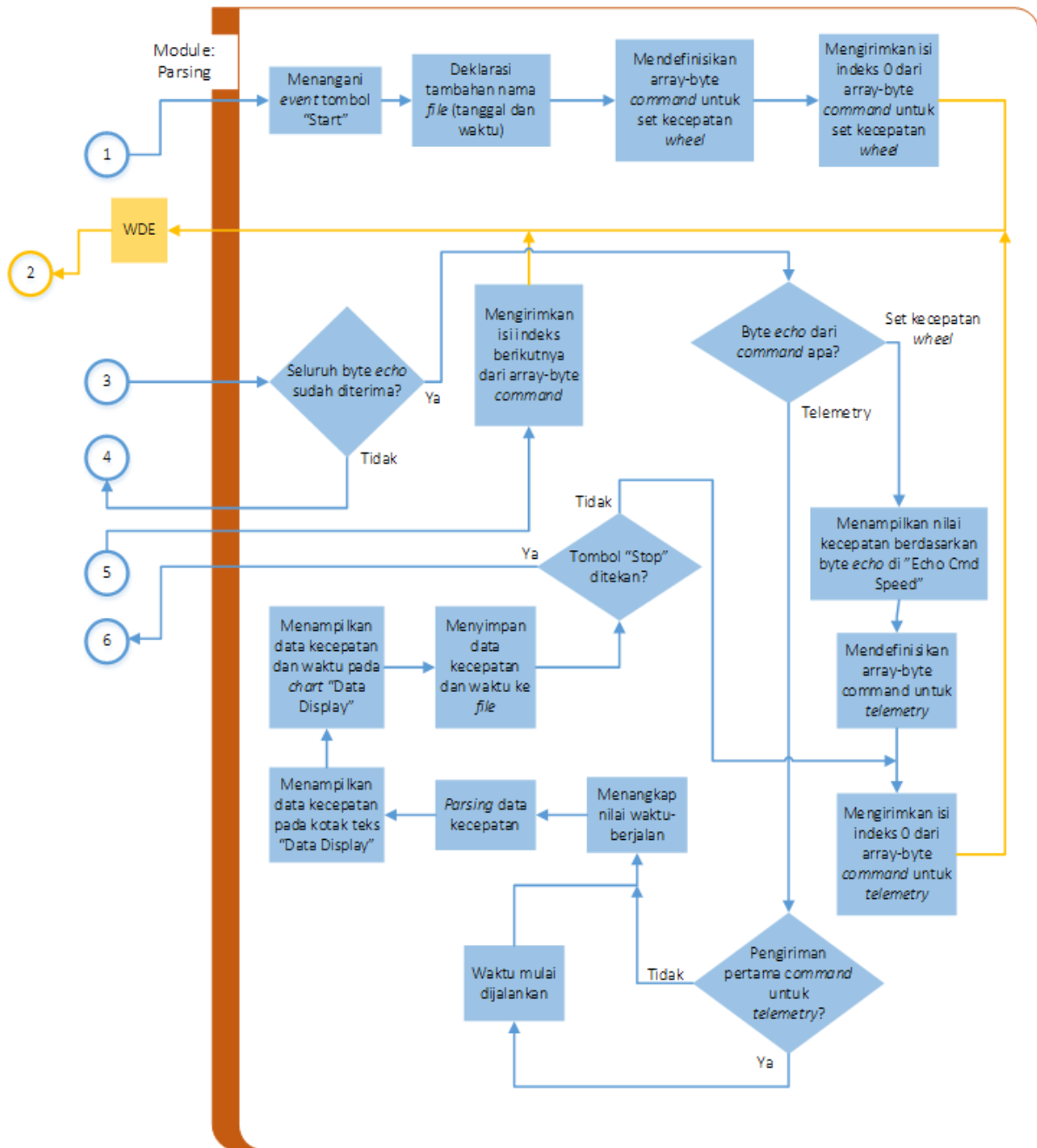
Pada Tabel 3-3, pernyataan untuk membalikkan urutan isi variabel array *inpByte*—yang akan mengisi *array-byte command* antara *byte header* dan *tail*—direalisasikan dalam pemrograman akibat adanya perbedaan *Endianess* antara prosesor atau mikrokontroler WDE dan prosesor komputer di mana perangkat lunak sistem akuisisi kecepatan *wheel* ini dijalankan.

Penyesuaian urutan *byte* juga direalisasikan pada pembacaan *byte-byte echo* di antara *echo byte header* dan *tail*, yaitu pada bagian pemrograman untuk menampilkan kecepatan di “Echo Cmd Speed” dan *parsing* data kecepatan. Pada

bagian *parsing* data kecepatan tersebut, empat *byte* yang merepresentasikan kecepatan dipisahkan dari sejumlah *byte* yang dikirimkan oleh WDE sebagai respon dari *command* untuk *telemetry*.

Public Class:
MainForm





Gambar 3-2: Alur kerja sistem akuisisi data kecepatan rotasi *wheel* dan posisi realisasi kode program

4 EKSPERIMEN DAN DISKUSI

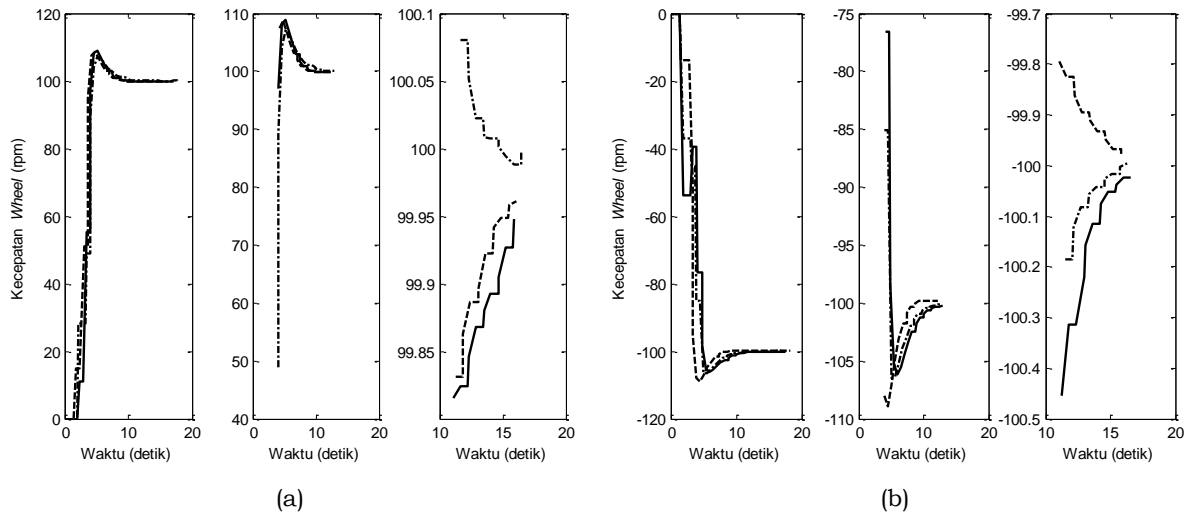
Pembahasan pada bagian ini akan berfokus pada hasil eksperimen perangkat lunak sistem akuisisi kecepatan *wheel*, yaitu data kecepatan *wheel* yang disimpan dalam file dan analisisnya. Sebagian besar isi bagian ini dikutip dari (Septanto, 2016).

Eksperimen dilakukan dengan parameter sebagai berikut:

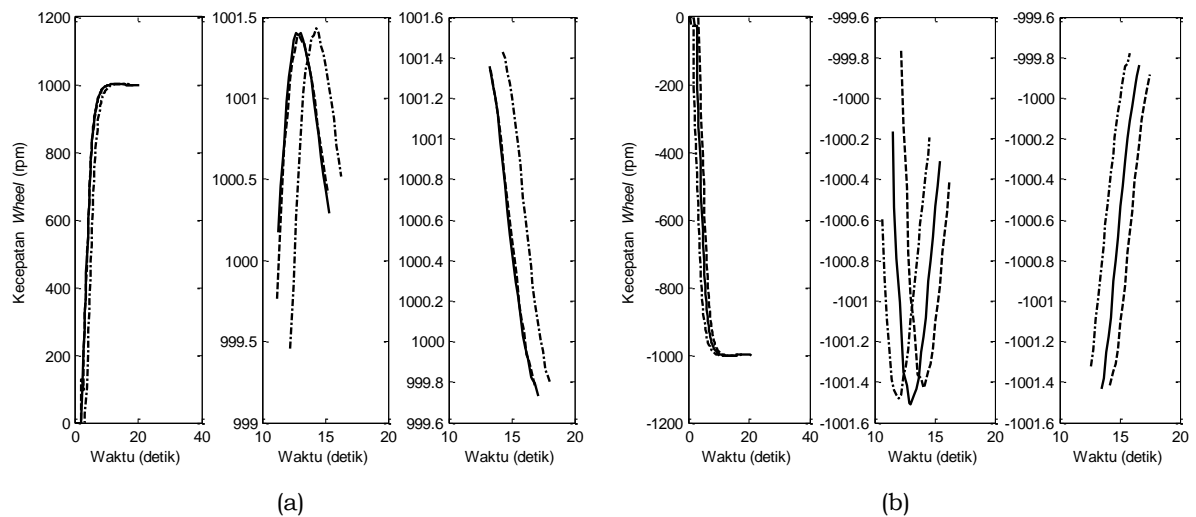
- nilai kecepatan (dalam rpm) yang diset yaitu +100, -100, +500, -500, +5000, dan -5000,

- akuisisi data kecepatan dilakukan sebanyak tiga kali untuk setiap nilai kecepatan yang diset

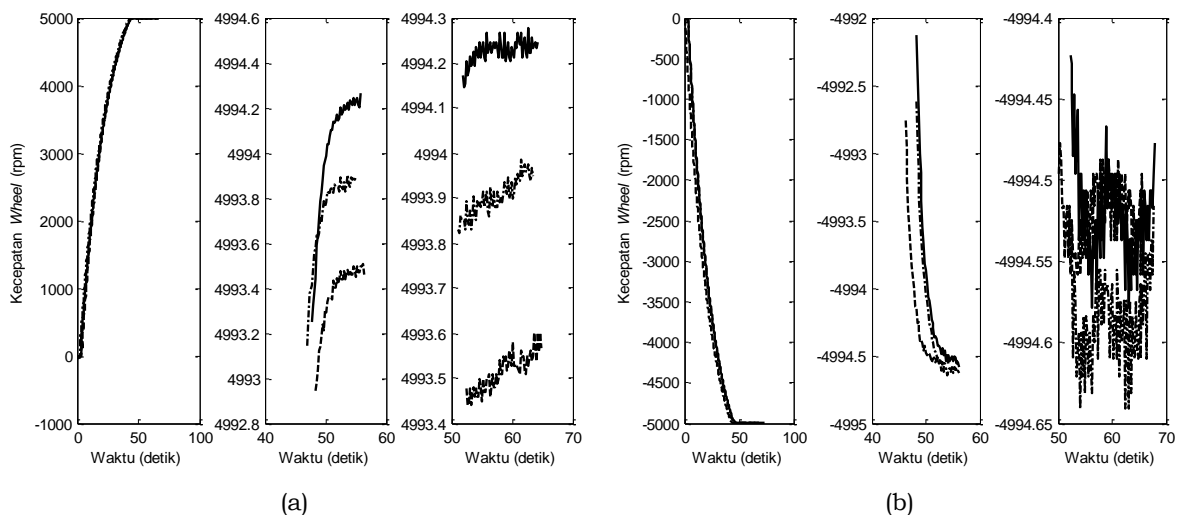
Data kecepatan *wheel* yang disimpan dalam file kemudian diplot untuk mengetahui dinamika *wheel* melalui grafik respon transien yang ditampilkan pada Gambar 4-1, Gambar 4-2, dan Gambar 4-3. Setiap grafik tersebut menampilkan hasil akuisisi data kecepatan dengan tiga kali pengulangan, yaitu dengan garis *solid* (-), garis *dash* (--), dan garis *dotted dash* (-.-).



Gambar 4-1: Respon transien kecepatan *wheel* untuk nilai set (a) +100 dan (b) -100



Gambar 4-2: Respon transien kecepatan *wheel* untuk nilai set (a) +500 dan (b) -500



Gambar 4-3: Respon transien kecepatan *wheel* untuk nilai set (a) +5000 dan (b) -5000

Berdasarkan grafik-grafik tersebut, kinerja Sistem RW dalam aspek kecepatan *wheel* dapat diketahui. Semakin besar nilai kecepatan yang diset, nilai *overshoot*

yang terjadi semakin kecil. Gambar 4-1 menampilkan *overshoot*, dengan variasi nilai dari tiga kali pengukuran untuk nilai set kecepatan +100 dan -100 rpm,

sebesar sekitar 6 hingga mendekati 10 rpm. Pada Gambar 4-2, *overshoot* masih terlihat namun lebih kecil. Sementara Pada Gambar 4-3, *overshoot* tidak ada.

Sementara pada aspek galat (*error*) terhadap nilai kecepatan yang diset, semakin besar nilai kecepatan yang diset, galat yang terjadi semakin besar. Gambar 4-3 menampilkan bahwa galat yang terjadi adalah sekitar 6 rpm. Gambar 4-2 dan Gambar 4-1 menampilkan nilai galat yang semakin kecil, yaitu, secara berurutan, sekitar 1 dan 0,1 rpm.

Terakhir, seperti telah disebutkan di atas, akuisisi data kecepatan dilakukan sebanyak tiga kali untuk setiap nilai kecepatan yang diset. Hasil pengukuran menunjukkan bahwa untuk setiap nilai kecepatan yang diset, tidak ada yang menunjukkan bahwa ketiga akuisisi data yang dilakukan menghasilkan respon transien yang sama persis. Dalam sudut pandang pemodelan sistem dinamik, hal ini kemungkinan besar akibat hadirnya elemen nonlinier, baik itu pada motor BLDC maupun pada komponen elektroniknya. Namun demikian, perbedaan hasil pengukuran yang terjadi tidak berbeda secara signifikan.

5 KESIMPULAN

Perangkat lunak sistem akuisisi data kecepatan rotasi *wheel* sebagai upaya melakukan *reverse engineering* dan penyediaan perangkat pengujian untuk verifikasi tingkat komponen telah direalisasikan. Eksperimen telah dilakukan dan hasil eksperimen berupa data kecepatan *wheel* yang disimpan dalam *file* telah disajikan. Variabel *overshoot* dan *error* kecepatan yang dibahas dalam analisis menunjukkan bahwa perangkat lunak yang direalisasikan menjanjikan untuk digunakan dalam rangka mengetahui dinamika Sistem RW sebagai upaya mengurai informasi desainnya. Di samping itu, analisis yang dilakukan telah merepresentasikan pengukuran kinerja Sistem RW, sebagai bagian dari verifikasi di tingkat komponen.

Penelitian selanjutnya yang menarik untuk dilakukan setidaknya ada dua, yaitu membuat *hardware in the loop simulator* yang menggabungkan aktuator Sistem RW dan simulator sensor bintang (*star tracker sensor*) (Ubay & Saifudin, 2014) dan pengembangan fitur perangkat lunak ini sehingga perhitungan kinerja seperti *overshoot* dan *error* langsung ditampilkan pada perangkat lunak tersebut.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis sangat berterima kasih atas kerjasama dalam Tim Eksperimen *Attitude Control System 2016*. Penulis juga berterima kasih kepada Abdul Karim, MT yang telah mendukung tersedianya fasilitas penelitian ini. Untuk berbagai masukan dari *blind reviewer* dalam rangka membuat tulisan ini menjadi lebih baik, penulis ucapkan terima kasih.

DAFTAR RUJUKAN

- Butz, P., & Renner, U., 1996. *TUBSAT-C, a Microsat-bus for Earth Observation Payloads*. In 3rd International Symposium of Small Satellites Systems and Services.
- Dehaghi, M. R., & Goodarzi, M., 2011. *Reverse Engineering – A Way of Technology Transfer in Developing Countries Like Iran*. In International Journal of e-Education, e-Business, e-Management and e-Learning (Vol. 1, 347–353).
- Eickhoff, J., 2009. *Simulation Tools for System Analysis and Verification*. In Simulating Spacecraft Systems (23–54). Springer-Verlag Berlin Heidelberg. <http://doi.org/10.1007/978-3-642-01276-1>.
- Geng, Z., & Bidanda, B., 2017. *Review of Reverse Engineering Systems–Current State of the Art*. Virtual and Physical Prototyping, 0(0), 1–12. <http://doi.org/10.1080/17452759.2017.1302787>.
- Gupta, R., Bera, J. N., & Mitra, M., 2010. *Development of an Embedded System and MATLAB-Based GUI for Online Acquisition and Analysis of ECG Signal*. Measurement, 43(9), 1119–1126.

- <http://doi.org/10.1016/j.measurement.2010.05.003>.
- House, F. B., Gruber, A., Hunt, G. E., & Mecherikunnel, A. T., 1986. *History of Satellite Missions and Measurements of the Earth Radiation Budget (1957-1984)*. *Reviews of Geophysics*, 24(2), 357–377.
- Martín, F. J. F., Llopis, M. V., Rodríguez, J. C. C., González, J. R. B., & Blanco, J. M., 2014. *Low-Cost Open-Source Multifunction Data Acquisition System for Accurate Measurements*, 55, 265–271. <http://doi.org/10.1016/j.measurement.2014.05.010>.
- Mcdougall, W. A., 1985. *Sputnik, the Space Race, and the Cold War*. *Bulletin of the Atomic Scientists*, 41(5), 20–25. <http://doi.org/10.1080/00963402.1985.11455962>
- Meidiansyah, T., Rosa, W., & Ikhsan, M. Y., 2013. *Pengembangan Software Stasiun Bumi LAPAN-ORARI/A2*. In *Pengembangan Teknologi Satelit di Indonesia: Sistem, Subsistem dan Misi Operasi* (63–78).
- Prabowo, G. S., Mayditia, H., & Yusuf, A., 2009. *Analisis Desain Wheel Drive Electronic (WDE)-LAPAN untuk Pengembangan Satelit LAPAN-A2*. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 7(1), 1–10.
- Rozikin, C., Sukoco, H., & Saptomo, S. K., 2017. *Sistem Akuisisi Data Multi Node untuk Irigasi Otomatis Berbasis Wireless Sensor Network*. *Jurnal Nasional Teknik Elektro Dan Teknologi Informasi*, 6(1), 43–50.
- Saifudin, M. A., Amin, D. El, & Huzain, M. F., 2016. *Development of Experimental Star Sensor for LAPAN-A3/IPB Microsatellite*. In *Advances in Aerospace Science and Technology in Indonesian Vol. I* (8–16).
- Septanto, H., 2016. *Laporan Teknis Bulan November*. Pusat Teknologi Satelit LAPAN.
- Sulistyo, H., Widodo, T. S., Tjokronagoro, M., & Soesanti, I., 2013. *Akuisisi Data dan Pengolahan Isyarat Elektrokardiograf Menggunakan Modul USB Dataq DI-148U*. *Jurnal Nasional Teknik Elektro Dan Teknologi Informasi*, 2(4), 68–74.
- Ubay, M. S. N., & Saifudin, M. A., 2014. *Analysis Software Star Simulator for Star Sensor Testing*. *Jurnal Teknologi Dirgantara*, 12(2), 92–101.
- Wang, W., 2011. *Reverse Engineering: Technology of Reinvention*. CRC Press.

AUTHOR INDEX

A		Jos Istiyanto	1[15,1]
Afni Restasari	105[15,2]		
Agus Budi Djatmiko	133[15,2]	K	
Agus Harno Nurdin Syah	71[15,1]	Kendra Hartaya	105[15,2]
Ali Muksin	11[15,1]	M	
Arif Hidayat	81[15,1]	Mabe Siahaan	151[15,2]
Arifin Rasyadi Soemaryanto	161[15,2]	Muhammad Fajar	93[15,2]
Aryandi Marta	1[15,1]	N	
Awalu Romadhon	45[15,1]	Nelli Anggreyni	29[15,1]
C		Nurhayyan H Rosid	161[15,2]
Carolus Bintaro	29[15,1]	O	
D		Ony Arifianto	93[15,2]
Dana Herdiana	45[15,1]	R	
Danardono Agus Sumarsono	1[15,1]	Ridanto Eko Poetro	11[15,1]
Dony Hidayat	1[15,1]	Rika Suwana Budi	105[15,2]
E		Robertus Heru Triharjanto	11[15,1]
Ediwan	143[15,2]	S	
Effendi Dodi Arisandi	21 [15,1]	Sri Rahayu	151[15,2]
Elyas Palantei	81[15,1]	Syafruddin Syarif	81[15,1]
F		V	
Fajar Ari Wandono	71[15,1]	Valeri Maria Hitoyo	29[15,1]
Fitrenna Khaznasari	59[15,1]	Vicky Wuwung	29[15,1]
H		W	
Harry Septanto	167[15,2]	Wahyudi Hasbi	81[15,1]
J		Wiwiek Utami Dewi	115[15,2]
Joko Suryana	59[15,1]		

KEYWORDS INDEX

A			
Alat uji getaran engine	72 [15,1]	Link budget	62,68,69 [15,1]
Antena	60,61,63,64,65,66,67,68 ,69 [15,1]	LSU-05	46,47,49,50,51,52,56 [15,1]
Array antenna	82[15,1]	M	
Arduino board	81,82,83 [15,1]	Magnetic actuator	11 [15,1]
Autopilot	94,95,96,97,98,103 [15,2]	Maintenance harian	30 [15,1]
B		Material ASTM A36	74,78 [15,1]
B 737-800	29 [15,1]	Metode elemen hingga	72,75 [15,1]
B-dot control	16,17 [15,1]	Modul FTS	22,23,24, 25,26,27 [15,1]
beban aerodinamis	162 [15,2]	Muatan roket	133, 134, 135, 137, 138 ,140,141 [15,2]
C		Multi-body simulation	2 [15,1]
CFD	47,49,50,51,56,57 [15,1] ,161,162,163,165 ,166 [15,2]	P	
CFD Numeca Fine/Marine	29,30 [15,1]	Pengaruh tekanan	144,146 [15,2]
Cubesat attitude control	11[15,1]	Peredam Getaran	133, 134, 135, 136, 137 ,138, 139,140,141 [15,2]
D		Perangkat lunak	167,168,169,170,171,172 ,173,174,177 [15,2]
Dekomposisi	116, 117, 118, 119, 120 ,121,122,123,125,126,127 ,128,129 [15,2]	Pesawat udara tanpa awak	162[15,2]
Densitas	151,152,154,158,159 [15,2]	PID	94,95 [15,2]
Drop test	1,2,3,4 [15,1]	Pot life	106,107,108,109,110,111 ,113 [15,2]
DTA	116,119,121,122 ,123 [15,2]	Power shape-charge	22,23,26 [15,1]
DTG	115,116,117,121 ,123 [15,2]	Propelan	117, 120, 121, 122, 123 ,124, 125, 126,127,128 ,129 [15,2]
E		Pseudoplastisitas	106, 108, 109, 111, 112 , 113 [15,2]
Engine DA-170	73, 74 [15,1]	R	
Epoxy resin	151, 152, 153, 154, 155 ,156, 158,159 [15,2]	Reaction wheel	167,168,169,170 [15,2]
F		Relay	22,23,24, 25, 26,27 [15,1]
Faktor keamanan	72 [15,1]	Respon transien	168,175,176 [15,2]
Fraksi volume	151, 152, 153, 154, 155 ,156,159 [15,2]	Rigid body	3,6 [15,1]
Frekuensi 2,4 GHz	60,66 [15,1]	S	
Frekuensi pribadi	75,78,79 [15,1]	Satellite simulator	11,13,15,16,17 [15,1]
G		Satelit TTC	82 [15,1]
Gaya kontak/impak	2,4,5,7,8 [15,1]	Seeeduino	63,65,66,68,69 [15,1]
Ground model nano satelit	62, 63, 65, 66, 68 [15,1]	Sistem akuisisi data	168,169,170,171,172,175 ,178 [15,2]
H		Slurry propelan	106, 107, 108, 109, 111 , 112 [15,2]
Hardener	151, 152, 153, 154, 155 ,156, 157,158,159 [15,2]	Smart system	23,24,25,26,27 [15,1]
Hydroplaning	30, 32,33,34, 35, 36, 38, 39 ,40, 41,42,43 [15,1]	T	
I		Tabung roket	144,148 [15,2]
Interference	82 [15,1]	TGA	116, 117, 118, 119, 120 ,121, 122, 123,126 [15,2]
K		Transmisibilitas	134, 135, 136, 137, 139, 140,141 [15,2]
Karakteristik aerodinamika	46,52 [15,1]	U	
Karakteristik getaran	72,73 [15,1]	Ultimate tensile strenght	151,152,154 [15,2]
Kedalaman groove	32,33, 38,40,41,42 ,43 [15,1]	V	
L		Viskositas	106,107,108,109,110,111 ,113 [15,2]
Landing gear	1,2,3,4,5,7,8 [15,1]	Vortex generator	46, 47, 48, 49, 50, 51,52 ,53,54,55,56 [15,1]
Lateral-direksional	94,95,96,103 [15,2]	X	
		Xbee	60,63,66,68,69 [15,1]

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

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

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

¹Instansi Penulis Pertama

²Instansi Penulis Kedua

dstⁿ....

(10,5 pt, Franklin Gothic Medium)

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

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

ABSTRACT

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

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

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

ABSTRAK

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

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

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

1 PENDAHULUAN

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

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

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

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

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

2 METODOLOGI

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

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

2.1 Lokasi dan Data

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

2.2 Standarisasi data

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

2.3 Metode Penelitian

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

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

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

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

3 HASIL PEMBAHASAN

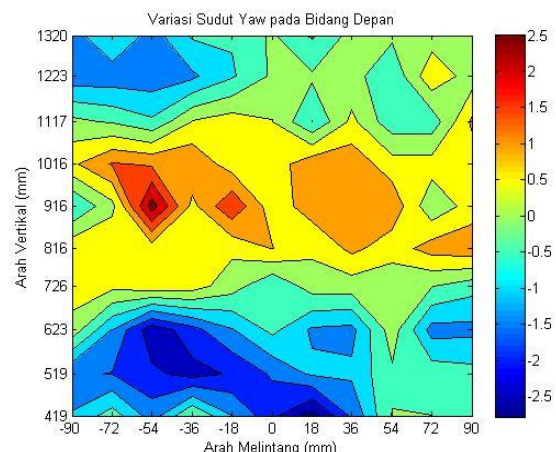
(10,5pt, Bookman Old Style, bold)

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

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

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

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



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

(9 pt, Bookman Old Style, bold)

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

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

4 KESIMPULAN

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

UCAPAN TERIMAKASIH

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

DAFTAR RUJUKAN

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

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

Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

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

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

Buku

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

Artikel bagian dari Buku

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

Skripsi/Tesis/Disertasi

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

Naskah Prosiding

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

Naskah Konferensi

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

Naskah Laporan Hasil Penelitian

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

Naskah Online

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