



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. End. 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 kehadirat 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 Tecnology

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*