

# ANALISA BEBAN ELEKTRIKAL SYSTEM LSU (LAPAN SURVEILLANCE UAV) 03 (ANALYSIS OF ELECTRICAL LOAD ASSESSMENT LSU (LAPAN SURVEILLANCE UAV) 03 )

Imas Tri Setyadewi<sup>1</sup>, Encung Sumarna<sup>2</sup>, Yanuar Prabowo<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

<sup>1</sup>e-mail : imas.tri@lapan.go.id

Diterima: 02 Februari 2019; Direvisi: 22 April 2019; Disetujui: 30 April 2019

## ABSTRACT

LSU 03 Aircraft was used for LSU MISI with capability cruise up to 340 km. LSU 03 has an operation for marine safety from illegal fishing. To support the monitoring mission of illegal fishing with operation range up to 250 km or 3 hours flight, several required system are needed such as autopilot system, datalink, propulsion, and payload. All of system then analysed by an ELA (Electrical Load Assessment) of the aircraft system to know the necessary power required to conduct the initial mission of the aircraft. ELA analysis is done by calculating the power requirement from each component specification and function test of the component for validation of calculation result. From the results of the study, the amount of power consumption is 35% from the spec calculation, which is 32.43 Wh which can be accommodated by a battery system up to 4.2 hours. Whereas for ignition or aircraft engines whose source of battery uses LiPo 2S 7.4 Vdc batteries can accommodate the ignition energy requirements for more than 11 hours.

Keywords : *LSU 03, Eletrical Load Assesment, power*

## ABSTRAK

Pesawat LSU 03 digunakan untuk LSU MISI dengan kemampuan terbang hingga 340 km. LSU 03 memiliki operasi untuk keamanan laut dari penangkapan ikan ilegal. Untuk mendukung pemantauan operasi penangkapan ikan ilegal dengan jangkauan hingga 250 km atau 3 jam terbang, diperlukan beberapa sistem yang diperlukan seperti sistem *autopilot*, *datalink*, propulsi, dan *payload*. Semua sistem sebelumnya dianalisis kebutuhan energi listriknya dengan ELA (Analisis Beban Elektrikal) untuk mengetahui kebutuhan energi listrik pesawat dalam melaksanakan misinya. Analisis Beban Elektrikal dilakukan dengan menghitung kebutuhan energi dengan mengguakan spek komponen masing-masing pesawat dan uji fungsi masing- masing komponen tersebut untuk validasi hasil perhitungan. Dari hasil penelitian diperoleh besarnya konsumsi daya 35% dari perhitungan spesifikasi komponen, yaitu 32.43 Wh yang mampu diakomodir oleh baterai sistem hingga 4.2 jam. Sedangkan untuk sistem pengapian atau mesin pesawat yang sumber baterainya menggunakan baterai *LiPo 2S 7.4 Vdc* dapat mengakomodir kebutuhan daya mesin hingga lebih dari 11 jam.

Keywords : *LSU 03, Analisis Beban Elektrikal, Energi Listrik*

## 1 PENDAHULUAN

Pusat teknologi penerbangan LAPAN dibentuk pada tahun 2011 dan mempunyai misi melakukan penelitian, pengembangan dan perekayasaan teknologi penerbangan serta pemanfaatannya. Untuk mewujudkan misinya tersebut, kegiatan peningkatan penguasaan teknologi pesawat meliputi teknologi pesawat berawak dan tak berawak. Penguasaan teknologi pesawat tanpa awak yang telah dilakukan oleh Pustekbang meliputi beberapa varian pesawat LSU (LAPAN *Surveillance UAV*) dari mulai LSU 01 hingga LSU 05. Diharapkan, kegiatan pengembangan dan penelitian pesawat tak berawak dapat mendukung program pemerintah dalam melakukan pengawasan terhadap wilayah maritime Indonesia. Konsep *maritime surveillance system* (MSS) merupakan konsep yang komprehensif yang disusun oleh Pustekbang dalam rangka mendukung program Pemerintah yang salah satu fungsinya adalah digunakan untuk misi pengamanan laut dari *illegal fishing*. Target awal dalam pengembangan sistem misi ini adalah minimal bisa menjangkau hingga 250 km yang dilakukan bertahap mulai dari jangkauan 20 – 40 km. Untuk dapat mencapai misi tersebut maka diperlukan kegiatan perencanaan dan desain sistem kontrol, *payload*, elektrik sistem dan TT&C pada sistem yang diberi nama LSU 03 Misi (Prabowo G S,2015).

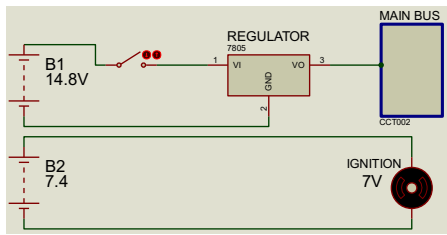
Berdasarkan regulasi CASR part 21 sebagai rujukan standar pemenuhan desain pesawat, masing – masing sistem pesawat harus laik kondisi untuk digunakan. Termasuk kapasitas sumber daya listrik, transmisi kabel, kontrol dan sistem pengamannya (CASR, 2015). Kapasitas sumber daya listrik, bergantung pada kondisi operasi, harus memenuhi kebutuhan daya utama sistem pesawat. Hal ini dapat dilakukan dengan melakukan uji atau analisis dan

biasanya ditunjukkan dengan perhitungan analisis perkiraan beban elektrik (ELA). Beban elektrik penting untuk dimonitor pada pesawat terutama jika ada penggantian instrument atau modifikasi part yang mungkin menyebabkan perubahan kebutuhan beban elektrik pesawat. Dengan diketahuinya ELA, maka dapat diestimasi kebutuhan rata-rata, maksimum beban dari setiap fase terbang pesawat seperti saat di darat, *take off*, *cruise* atau *landing*. Sehingga memungkinkan untuk diketahui kebutuhan daya maksimum untuk kondisi *emergency* (Saur, 2015). Tujuan dari analisis perkiraan beban elektrik LSU 03 adalah untuk memperkirakan kapasitas sistem dan daya mesin yang dibutuhkan saat kondisi operasi pesawat hingga dapat mencapai 250 km atau 3 jam terbang. Analisis perkiraan beban elektrik merupakan penjumlahan dari seluruh beban listrik yang terhubung pada sistem elektrik selama kondisi operasi pesawat. ELA membutuhkan list setiap komponen yang ditenagai oleh sumber arus serta kebutuhan dayanya (CAA,2016) (*Australian Government*, 2017)

## 2 METODOLOGI

Sistem daya listrik adalah suatu sistem yang terdiri dari sebuah sumber listrik, distribusi daya, dan beban elektrik yang terhubung ke sistem tersebut. Sistem daya listrik didesain untuk dapat melakukan menyalurkan daya ke beban, dimana beban pada sistem pesawat terbang meliputi sub sistem seperti avionik pesawat, propulsi, aktuator, *lighting* dan *payload*. Sistem distribusi daya dilakukan dengan melakukan analisis kebutuhan daya komponen agar mampu melakukan operasi sesuai misi pesawat (Kurtoglu T,2018). Analisis kebutuhan daya dapat

diperoleh dari perhitungan dan pengujian durasi baterai.



Gambar 2-1. Diagram Skematik Sistem Energi Listrik Lsu Misi

## 2.1 Perhitungan Kapasitas Baterai LSU

Kapasitas baterai adalah besarnya pengosongan dalam amper dikali waktu pengosongan, biasanya ditunjukkan dengan *ampere-hour* (FAA, 2013). Perhitungan kapasitas baterai dapat dilakukan dengan mengacu pada spesifikasi baterai yang akan digunakan, yang mana baterai yang digunakan memiliki kapasitas 5800 mA dalam satu jam. Dengan diketahui kapasitas baterai tersebut kemudian dicari besarnya energi total pada baterai dengan mengalikan nilai tegangan dan kapasitas baterai.

$$W = V \times I \times t \quad (1)$$

Dengan mengalikan tegangan 4S baterai sebesar 14.8 Vdc terhadap arus maksimum 5.8 Ah diperoleh energi listrik total sebesar 85.84 Wh.

Baterai *LiPo* merupakan pilihan yang baik untuk penggunaan pada UAV, dibandingkan dengan menggunakan

baterai tipe *NiMH*. Baterai *LiPo* memiliki densitas daya yang lebih tinggi untuk ukuran berat baterai yang sama (Valavanis, 2015). Energi total dari sebuah baterai yang baik digunakan adalah 80 % dari yang tertulis pada spesifikasi baterai (Hafez, 2012). Keseluruhan komponen sistem LSU kecuali untuk *ignition* atau mesin pesawat akan menggunakan sumber listrik utama dari baterai 1 dengan kemampuan suplai 80% daya sebesar 137.34 Watt selama 1 jam. Sedangkan untuk *ignition* disuplai oleh baterai 2 dengan kemampuan 80% baterai sebesar 26.64 Watt selama 1 jam. 85.84 Wh.

Desain penggunaan baterai pada sistem LSU 03 adalah menggunakan 2 buah baterai *LiPo* 4 S dengan kapasitas 5800mAh per baterai dan 1 buah baterai *LiPo* 2S 3000mAh untuk *ignition* atau mesin pesawat. Perhitungan kapasitas baterai seperti pada tabel 2-1 (Xiao Li, 2015) (OS Engines, 2011).

## 2.2 Beban Konsumsi Energi Listrik Komponen LSU

Perhitungan beban energi listrik ini dilakukan dengan mengambil nilai keluaran konsumsi arus komponen berdasarkan pada spesifikasi pabrikan komponen. . Perhitungan kebutuhan energi listrik sistem pesawat LSU 03 dibuat dengan menjumlahkan seluruh beban sistem pesawat berdasarkan spesifikasi dari masing-masing komponen tersebut.

Tabel 2.1: PERHITUNGAN KAPASITAS BATERAI LSU

Keterangan	V	A (Ah)	unit	Daya perbaterai (Wh)	Daya Total (Wh)	Daya Total (Wh) 80%
baterai 1 sistem	14.8	5.8	2	85.84	171.68	137.34
baterai 2 <i>Ignition</i>	11.1	3	1	33.3	33.3	26.64

Dari hasil penjumlahan beban, akan diketahui berapa besar kebutuhan daya perjam dari sistem LSU dan waktu ketahanan baterai (Setyadewi, 2017).

Hasil perhitungan dari masing-masing komponen sistem LSU 03 seperti pada tabel 2-2 (Digi, 2008) (lady ada, 2018). Perhitungan kebutuhan energi listrik komponen sistem harus menyesuaikan dengan jumlah kebutuhan komponen yang akan dipasang di pesawat. Pada tabel 2-2, dapat dilihat total kebutuhan arus sebesar 12.43 A per jam dengan keseluruhan energi yang dibutuhkan sistem LSU 03 mencapai 98,30 Wh termasuk kebutuhan daya mesin 4.44 Wh (Pranoto, 2016). Selain melakukan perhitungan dari spesifikasi masing-masing komponen, dilanjutkan dengan melakukan uji fungsi atau *functional test* komponen sistem LSU untuk mengetahui nilai nyata dari energi listrik yang digunakan di pesawat dengan skala laboratorium.

Hasil uji lab kemudian akan dibandingkan dengan hasil perhitungan spesifikasi pada tabel 2-2. Masing-masing komponen diuji dengan mengkondisikan fungsinya seperti saat operasi di udara. Untuk pengujian servo dilakukan menggunakan terowongan angin dengan variasi kecepatan angin dan sudut beta pada servo sehingga menyerupai kondisi operasi. Gambar 2-2 menunjukkan pengujian servo aileron

pada sayap pesawat LSU di terowongan angin. Skala model sayap yang digunakan adalah 1:1 sesuai dengan ukuran asli sayap pesawat. Sayap diletakan di bidang uji terowongan angin dalam posisi sumbu x. Pengujian dilakukan bervariasi pada kecepatan angin 20 m/s, 25 m/s dan 30 m/s. Sudut aileron divariasikan ke atas dan ke bawah sebesar 20° dengan kenaikan setiap 2°. Sudut beta atau kemiringan posisi sayap juga divariasikan mulai dari -5° hingga -16°. Variasi derajat kemiringan diperoleh dari hasil perhitungan dan analisa desain profile pesawat LSU 03. Servo yang digunakan adalah jenis HS 645 MG dengan kemampuan torsi pada tegangan 4.8 Vdc sebesar 7.7 Kg.cm dan arus maksimum tanpa beban sebesar 350 mA.

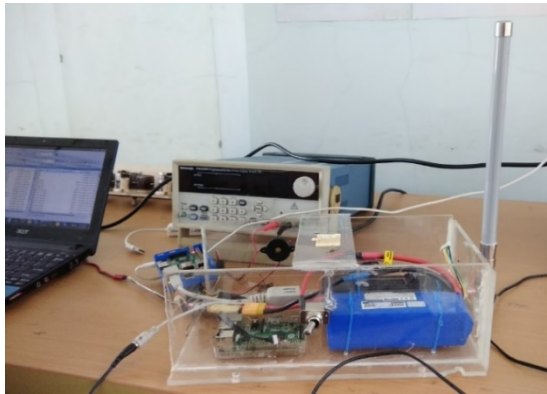


Gambar 2-2 : Pengujian servo aileron di terowongan angin

Tabel 2-2: PERHITUNGAN KONSUMSI ENERGI KOMPONEN SISTEM LSU

Komponen	Unit	Arus (Ah)	Total arus (Ah)	Tegangan (V)	Energi (Wh)
<i>pixhawk</i>	1	0.5	0.5	5	2.5
<i>lighting GT Power</i>	1	0.4	0.4	7.4	2.96
<i>servo 645 MG</i>	6	1.8	10.8	6	64.8
<i>telemetry x tend</i>	1	0.73	0.73	5	3.65
<i>mikrotik</i>	1	0.74	0.74	14.8	10.95
<i>Raspy B</i>	1	1.8	1.8	5	9
<i>CDI Ignition</i>	1	0.6	0.6	7	4.44
<b>Total</b>			<b>12.43</b>		<b>98.3</b>

Dari hasil pengujian di terowongan angin, diperoleh nilai konsumsi arus terbesar yaitu pada kondisi kemiringan  $-20^{\circ}$  atau posisi *aileron* turun dengan sudut kemiringan sayap  $-5^{\circ}$  dan kecepatan angin 30 m/s. Hasil pengujian ini kami jadikan acuan untuk konsumsi energi dari servo yang digunakan, dengan mengabaikan profile terbang dari pesawat yang akan digunakan. Konsumsi arus terbesar yang digunakan servo pada posisi tersebut adalah sebesar 360 mA dengan tegangan servo diberikan sebesar 5 Vdc.



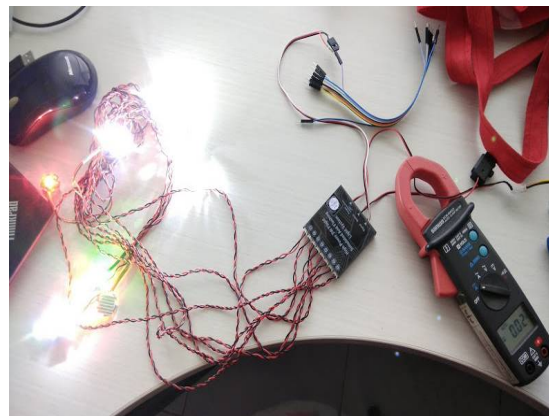
Gambar 2-3 : Pengujian daya *mikrotik* dan *raspberry*

Jalur komunikasi data payload LSU 03 didesain menggunakan modem wifi berbasis IP. Perangkat *datalink* ini menggunakan modem wifi *mikrotik* metal 2shpn. *Mikrotik* dihubungkan dengan *raspberry* sebagai pengontrol kamera dan pengolah data hasil kamera. Tegangan masukan daya untuk *mikrotik* mulai dari 9 – 30 Vdc. Sumber daya yang digunakan adalah *Lipo* baterai 4S berkapasitas 5800 mAh. Baterai ini dihubungkan langsung ke *mikrotik* dan diparalel ke *raspberry* tetapi diberi regulator tegangan ke 5 Vdc. Pengujian dilakukan dengan mengkondisikan kamera dalam keadaan memoto dan menransfer data hasil foto ke *raspberry* (Setyadewi, 2018).

Tabel 2-3: HASIL UJI SERVO DI TEROWONGAN ANGIN

sudut <i>aileron</i>	I(mA)	
	<i>aileron up</i>	<i>aileron down</i>
0	24	36
2	7.8	104
4	7.8	163
6	7.8	170
8	37	182
10	93	218
12	130	255
14	170	290
16	210	295
18	210	332
20	250	360
0	77.1	23.6

Pengujian sistem lampu pada pesawat dilakukan dengan menyalakan lampu pada mode pesawat sipil. Tegangan lampu menggunakan *LiPo* baterai 4S yang diberi regulator tegangan 7.4 Vdc. Hasil pengukuran konsumsi arus pada pengujian sistem lampu dengan mode pesawat sipil diperoleh konsumsi sebesar 0.02 A. Sistem lampu yang digunakan adalah RC simulasi led yang terdiri atas 8 lampu dengan tegangan masukan 4.8 – 6 Vdc.



Gambar 2-4 : Pengujian daya sistem lampu pesawat

Kemudian untuk pengukuran beban *ignition* dilakukan pada skala laboratorium, dengan memperhatikan arsitektur pengkabelan, level tegangan dan kebutuhan daya (Alexander, 2018). Pengukuran dilakukan dengan menyalakan mesin dan pada saat mesin berputar di 5000 rpm. 5000 rpm dipilih karena merupakan kondisi rata-rata pesawat dalam posisi stabil di udara dengan kecepatan  $\pm 90$  km/jam. Daya mesin diberikan sumber tegangan sebesar 7.4 Vdc dari baterai *LiPo* 2S. Hasil pengukuran dengan menggunakan tangmeter diperoleh besaran konsumsi arus pada *ignition* sebesar 0.03 A. Berdasarkan hasil pengukuran komponen yang telah dilakukan, diperoleh besarnya kebutuhan daya masing-masing komponen adalah seperti pada tabel 2-4. Total kebutuhan energi hasil pengukuran komponen di laboratorium mencapai 34.66 Wh, dengan konsumsi terbesar pada penggunaan *mikrotik* yaitu 11.84 Wh.

### 3 HASIL PEMBAHASAN

Perkiraan perhitungan kebutuhan energi pada sistem LSU misi telah dilakukan dengan melakukan perhitungan berdasarkan acuan dari spesifikasi komponen yang diperoleh dan divalidasi dengan pengujian komponen skala laboratorium. Telah diperoleh perkiraan kebutuhan daya untuk masing – masing komponen berdasarkan spesifikasi komponen yang telah dihitung pada tabel 2-1 adalah sebesar 98.30 Wh. Sedangkan dengan pengujian di laboratorium, konsumsi beban elektrik dari LSU 03 diperoleh sebesar 34.66 Wh. Jika dibandingkan dengan hasil perhitungan dari spesifikasi komponen, untuk satu jam konsumsi energi listrik pada baterai adalah 35% dari nilai perhitungan.

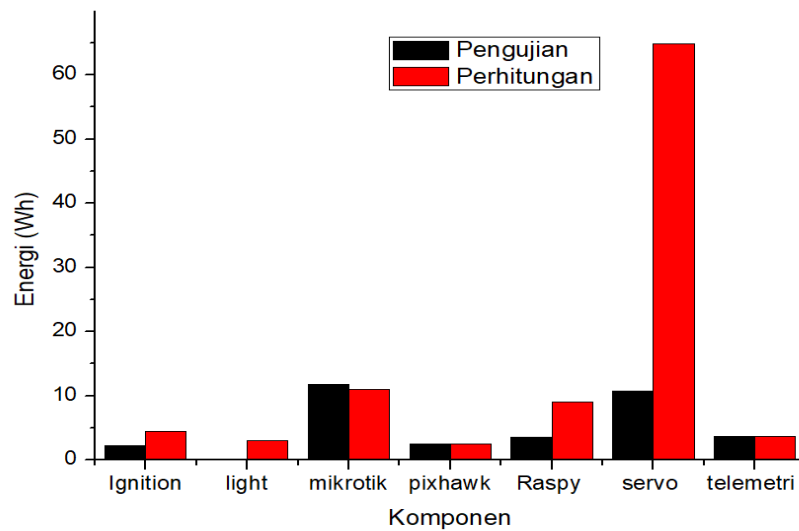
Dapat dilihat pada gambar diagram 3-1 yang menampilkan perbandingan hasil perhitungan beban komponen dengan hasil pengujian di laboratorium.

Tabel 2-4. PENGUJIAN KONSUMSI DAYA KOMPONEN

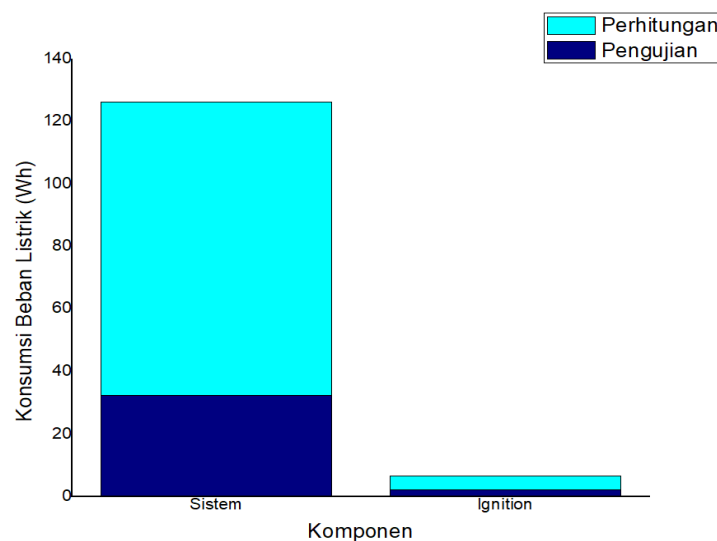
Komponen	unit	arus perkomponen (A)	arus total (A)	Tegangan	Daya (W)	Energi (Wh)
<i>pixhawk</i>	1	0.5	0.5	5	2.5	2.5
<i>lighting</i>	1	0.02	0.02	7.4	0.148	0.148
<i>servo 645 MG</i>	6	0.360	2.16	5	10.8	10.8
<i>telemetry</i>	1	0.73	0.73	5	3.65	3.65
<i>mikrotik</i>	1	0.8	0.8	14.8	11.84	11.84
<i>Raspy B</i>	1	0.7	0.7	5	3.5	3.5
<i>ignition</i>	1	0.3	0.3	7.4	2.22	2.22
<b>Total</b>			<b>5.51</b>		<b>36.88</b>	<b>34.66</b>

Perbedaan nilai konsumsi yang cukup besar terdapat pada aktuator atau servo. Pada spesifikasi servo, konsumsi energi listrik maksimum adalah sebesar 60 Wh, sedangkan dari hasil pengujian di terowongan angin untuk kondisi maksimum *aileron* pada posisi turun, dengan sudut  $20^{\circ}$  dan kecepatan angin 30m/s adalah sebesar 10.8 Wh. Selain itu, komponen *raspberry* juga memiliki perbedaan cukup besar dengan hasil perhitungan, yang mana perhitungan dari spesifikasi hampir 30 % lebih tinggi dari nilai pengujian.

Begitu juga dengan sistem lampu pada pesawat yang pada hasil pengujian hanya mengkonsumsi arus cukup kecil yaitu sebesar 0.02A. Nilai perhitungan yang diperoleh menjadi cukup besar karena dilihat dari nilai spesifikasi maksimum penggunaan arus pada masing-masing komponen, sedangkan pada aplikasinya atau pengujian di laboratorium konsumsi arus menjadi bervariasi dengan kecenderungan lebih kecil sesuai dengan penggunaan komponen tersebut.



Gambar 3-1: Perbandingan Konsumsi Energi dari Hasil Perhitungan dan Pengujian



Gambar 3-2 : Perbandingan konsumsi energi listrik sistem dan *ignition* hasil perhitungan dan pengujian

Perhitungan daya tahan baterai dilakukan dengan membandingkan total energi pada baterai terhadap total kebutuhan energi dari sistem, seperti pada persamaan 2 dibawah ini

$$t \text{ (jam)}: \frac{\text{Total energi baterai}}{\text{Total kebutuhan energi sistem}} \quad (2)$$

$t$  = Daya tahan baterai

Berdasarkan perhitungan energi listrik baterai yang telah dilakukan untuk 4S baterai dengan kapasitas 5800 mAh, memiliki total energi 85.84 Wh sehingga total kapasitas 80% untuk 2 baterai sistem adalah sebesar 137.34 Wh. Sedangkan untuk *ignition* adalah sebesar 26.64 Wh. Dari data perkiraan beban total sistem hasil perhitungan spesifikasi masing-masing komponen diperoleh perkiraan beban sebesar 93.86 Wh, jika menggunakan persamaan 2, maka diperoleh nilai kemampuan durasi baterai sistem selama 1.4 jam, sedangkan untuk *ignition* adalah selama 8 jam. Jika dibandingkan dengan nilai hasil uji fungsi masing- masing komponen untuk sistem dengan beban total sebesar 32.43 Wh diperoleh lamanya durasi baterai sebesar 4.2 jam. Sedangkan untuk *ignition* lebih dari 11 jam. Grafik perbandingan konsumsi baterai sistem dan *ignition* antara uji fungsi dan perhitungan spek ditampilkan pada diagram batang gambar 3-2.

Diagram batang yang berwarna biru muda adalah besarnya konsumsi energi listrik dari hasil perhitungan spesifikasi komponen, sedangkan diagram batang yang berwarna biru tua adalah hasil pengujian dengan di laboratorium masing-masing komponen yang telah dilakukan.

#### 4 KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan dan pengujian fungsi komponen diperoleh

perbedaan cukup tinggi untuk konsumsi energi listrik sistem dan *ignition*. Pada sistem diperoleh hasil pengujian 35% dari perhitungan spesifikasi komponen, yang mana pada perhitungan analisis kebutuhan dayanya mencapai hingga 93.86 Wh sedangkan pada pengukuran konsumsi energi diperoleh sebesar 32.43 Wh sehingga baterai sistem dapat mengakomodir kebutuhan energi sistem hingga 4.2 jam. Sedangkan untuk *ignition* yang sumber energi baterainya dibedakan dengan menggunakan baterai *LiPo* 2S 7.4 Vdc dapat mengakomodir kebutuhan energi *ignition* hingga lebih dari 11 jam. Hal ini membuktikan bahwa misi pesawat dapat dipenuhi dengan sumber energi listrik yang telah didesain yaitu dengan menggunakan *LiPo* 4S 5,8 mAh sebanyak 2 buah, sedangkan untuk baterai *ignition* dapat menggunakan kapasitas baterai yang lebih kecil atau setengah dari 3 A karena masih dapat mengakomodir kebutuhan energi hingga 5 jam.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan Bapak Gunawan Setyo Prabowo yang telah memfasilitasi penelitian ini beserta teman- teman dari elektrikal LSU MISI yang telah membantu secara langsung dalam proses pengerjaan penelitian ini. Tidak lupa juga penulis ucapkan terimakasih kepada Tim Redaksi Jurnal Teknologi Dirgantara yang telah memfasilitasi dan membantu hingga terbitnya makalah ini.

#### DAFTAR RUJUKAN

- Prabowo, Gunawan S., 2015. *Rencana Strategis Pusat Teknologi Penerbangan 2015-2019*. Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN. Bogor
- Ministry of Transportation Republic Indonesia, 2015. *CASR Part 21, Certification*



- Procedure for Product and Parts.*  
Indonesia
- Saur, Martin., Nikolaisen, Lena., 2015. *Design and Implementation of Electrical Load Analysis for Cross Fleet Configuration.* 3 pp. Malardalen University. Sweden.
- CAA, 2016. *Technical guidance material, electrical load analysis.* 4 pp. New Zealand.
- Australian Government, 2017. *Advisory Circular AC 21-38 v2.0, Aircraft Electrical Load Analysis and Power Source Capacity,* September. Australia
- Kurtoglu T, Bunus P, & DK. Johan. 2018. *Simulation- Based Design of Aircraft Electrical Power Systems.* 2018. California State University. CA
- FAA, 2013. *Special Airworthiness Information Bulletin.* FAA Aviation System.
- Valavanis, Kimon P., Vachtsevanos, George J., 2015, *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles.* Springer Dordrecht Heidelberg New York London, ISBN : 978-90-481-9706-4
- Ahmed, Abdel Hafez., 2012, *Power Generation and Distribution System for a more electric aircraft.* Shaqra University, Kingdom of Saudi Arabia. (MEA)
- Xiao Li,. 2015. *PKCell, Shenzen Battery, Li-Polymer Battery Technology Spesification (MIL E-7016F).* Shenzen, China
- OS Engine., 2011, *GT 33 Owner's Instruction Manual.* Chrome Imagawa Higashisumiyoshi-ku, Osaka, Japan. 13 hlm
- Setyadewi, I., Sumarna E., 2017. *Electrical TDDA PTTA LSU-02 NGLD, Electrical System Technical Description and Design Analysis.* Bogor
- Digi International, 2008. *Product datasheet : XtendOEM RF Modules.* 2 pp. [www.digi.com](http://www.digi.com).
- Ada, Lady., 2018, *Introducing the Raspberry Pi Model B+.* Adafruit Learning System, <https://learn.adafruit.com>. Diakses pada 2018
- Pranoto, F.S., et al. 2016. *Electrical Power Budgeting Analysis for LSA-02 UAV Technology Demonstrator.* International Engineering Research and Innovation Symposium (IRIS). IOP Publishing.
- Setyadewi, Imas Tri, 2018. *Laporan Triwulan 2 LSU MISI.* Pustekbang, LAPAN. Bogor
- Alexander, Richard. (2018). *Analysis of Aircraft Power Systems, Including System Modeling and Energy Optimization, with Predictions of Future Aircraft Development.* Thesis graduate School of The Ohio State University, 45-49 pp.

