

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

Aryandi Marta¹, Atik Bintoro, Riki Ardiansyah

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jl. Raya LAPAN Rumpin Bogor Jawa Barat

¹e-mail: aryandi.marta@lapan.go.id

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

ABSTRACT

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

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

ABSTRAK

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

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

1 PENDAHULUAN

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

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

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

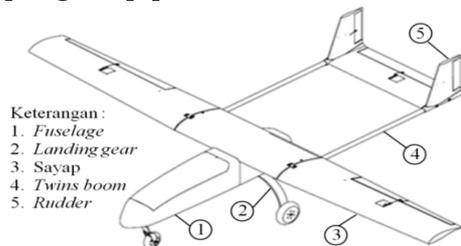
Untuk mengetahui kemampuan struktur sayap pesawat LSU-03NG, salah satunya dapat dilakukan dengan membuat model uji sesuai kebutuhan operasional pesawat. Model uji yang dimaksud adalah model uji struktur (MUS) sayap seri 01, disingkat MUS-01. Selanjutnya, dilakukan pengujian dengan memberikan beban terhadap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

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

2 KONFIGURASI PESAWAT LSU-03NG

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

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

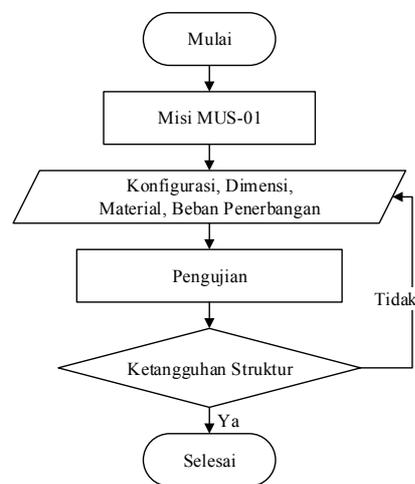


Gambar 2-1: Konfigurasi pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG

3 METODE PENELITIAN

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

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

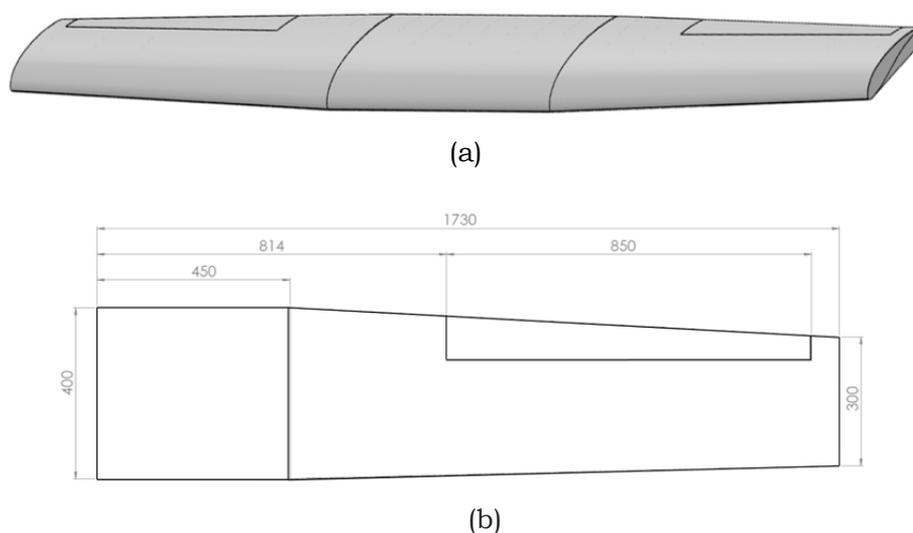


Gambar 3-1 : Prosedur pengolahan data.

4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Konfigurasi Sayap Pesawat LSU-03NG

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



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

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

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

4.2 Hasil Pengujian Model Uji MUS-01

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

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

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

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

Tabel 4-1 : DISTRIBUSI PEMBEBANAN PAD SAYAP

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



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



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

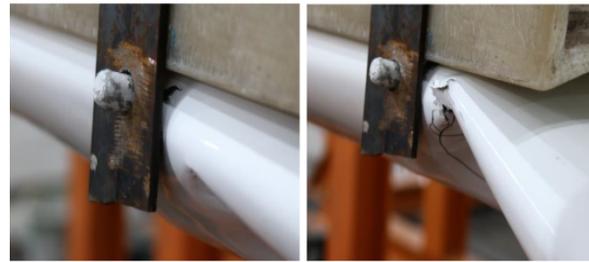
Untuk model sayap nomor 001, strukturnya mampu menahan beban n=1, tetapi pada saat diberi beban n=2, struktur model uji langsung mengalami kerusakan. Kerusakan utama terjadi di bagian *skin* sayap di sekitar *pin*. Hasil pengujiannya diperlihatkan pada Gambar 4-4.

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

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



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



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

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



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



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

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

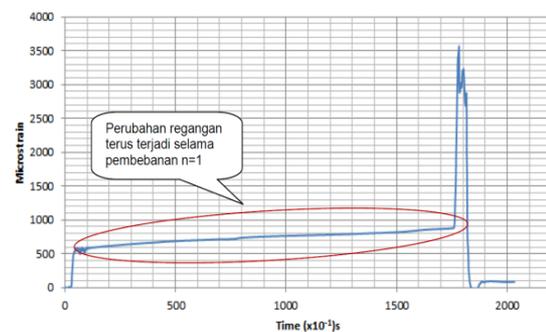
Tegangan akibat beban pengujian sudah melebihi kemampuan tegangan izin dari struktur model uji. Dapat dikatakan bahwa faktor keamanan model uji struktur sayap yang berasal dari kemampuan model dibagi dengan tegangan akibat beban bernilai di bawah satu, sehingga model uji MUS-01 tidak mampu menahan beban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

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

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

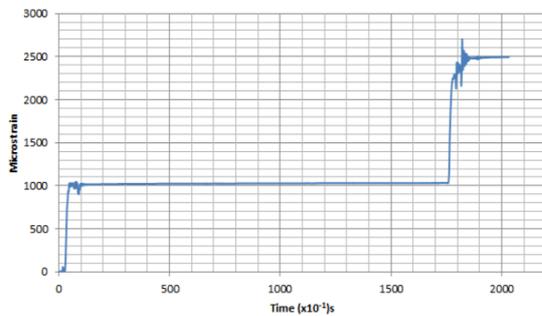


Gambar 4-8 : Pipa aluminium pada *pin*



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

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



Gambar 4-10 : Perubahan regangan pada strain Gauge 2

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

5 KESIMPULAN

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

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

UCAPAN TERIMA KASIH

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

DAFTAR PUSTAKA

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

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