

ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR SAYAP LSU-03 NG DENGAN MENGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

LSU-03 NG WING STRUCTURE STRENGTH ANALYSIS USING FINITE ELEMENT METHOD

Rizky Fitriansyah, Fajar Ari Wandono, Atik Bintoro
Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)
Email : rizky.fitriansyah@lapan.go.id

Abstrak

Saat ini pesawat LSU-03 NG sudah berhasil mendapatkan sertifikat layak terbang dari IMAA. Namun pada proses sebelum mendapatkan sertifikasi tersebut, pesawat ini pernah mengalami kegagalan ketika uji eksperimental kekuatan struktur sayap. Berdasarkan hasil uji, diketahui struktur sayap LSU-03 mengalami kegagalan pada faktor beban sebesar dua, padahal disyaratkan berdasarkan CASR 23 bahwa LSU-03 harus mampu menahan beban dengan *load factor* 3,8. Oleh karena itu, analisis metode elemen hingga perlu dilakukan pada kondisi pembebanan tersebut guna mendapatkan data yang lebih akurat sebagai acuan pendesainan struktur sayap di masa yang akan datang. Struktur sayap LSU-03 memiliki konfigurasi struktur yang terdiri dari sayap utama dan sayap luar, keduanya dihubungkan dengan konektor yang terbuat dari aluminium. Material sayap terbuat dari material komposit e-glass dengan epoxy resin. Berdasarkan hasil eksperimen dan simulasi numerik dengan menggunakan metode elemen hingga diketahui bahwa pada faktor beban sebesar 2, struktur sayap LSU-03 NG mengalami kegagalan.

Kata kunci: LSU-03NG, UAV, komposit, Aluminium

Abstract

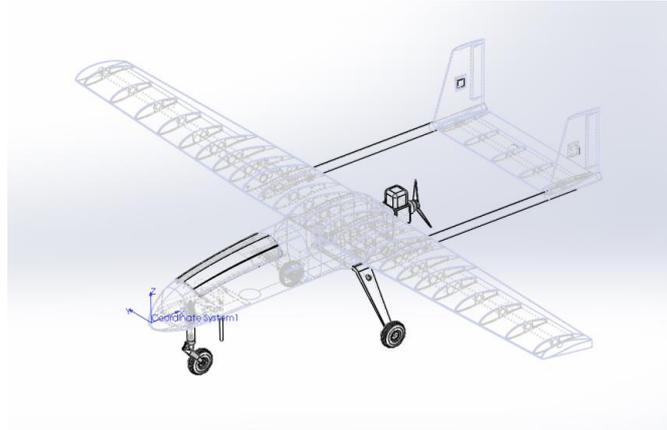
Currently the LSU-03 NG already achieved a flight certification from IMAA. Yet in the certification process, the UAV's structure had failed in an experimental strength test. Based on the experimental test the UAV's structure had failed when subjected by load 2 times of MTOW. Whereas, the CASR 23 regulation states that the UAV's must support the load until the 3.8 times. Therefore, Finite Element Method (FEM) Analysis shall be done in similar load to get the accurate stress data for the future work design. Wing structure of LSU-03 NG consists of the main wing and the outer wing which are connected by a hollow cylinder aluminum connector. The wing material made of e-glass composite with epoxy-resin. According to the experimental and FEM analysis results, the wing structure had failed by the load factor 2.

Keywords: LSU-03NG, UAV, composite, Aluminum

1. PENDAHULUAN

UAV LSU-03 NG adalah pesawat terbang tanpa awak yang sudah dirancang bangun oleh Pusat Teknologi Penerbangan (Pustekbang), Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN). UAV ini mulai dibangun sejak tahun 2016 [1]. UAV LSU-03 NG dapat membawa *payload* berupa kamera foto/video, GPS dan telemetri lainnya untuk misi *surveillance*, *communication relay*, membantu penelitian di bidang meteorologi, membantu mendeteksi kebakaran hutan, memantau bencana alam [3,4] dan *mapping*.

Sertifikasi IMAA (*Indonesian Military Airworthiness Authority*) sudah dimiliki oleh UAV ini pada tahun 2016 dengan lama terbang selama 10 jam [1]. Saat proses sertifikasi tersebut, struktur sayap LSU-03 NG gagal menahan beban dengan faktor beban sebesar 2. Berdasarkan hasil uji kekuatan secara eksperimental diketahui bahwa sayap LSU-03 NG tersebut mengalami kegagalan. Tujuan dari makalah ini adalah memaparkan hasil simulasi numerik menggunakan metode elemen hingga dengan kondisi yang sama dengan uji kekuatan secara eksperimental guna mendapatkan data untuk perbaikan proses desain struktur LSU-03 NG. Konfigurasi struktur dari UAV LSU-03 NG dapat dilihat pada Gambar 1. UAV ini termasuk menggunakan konfigurasi *boom* kembar pada bagian ekornya [14].



Gambar 1. Konfigurasi struktur pesawat terbang tanpa awak LSU-03 NG [2]

UAV LSU-03 NG ini terbuat dari material komposit e-glass dan karbon dengan resin terbuat dari epoxy. Pada daerah tertentu yang membutuhkan kekakuan lebih besar diberikan *core* kayu balsa [6]. Struktur penyambung sayap terbuat dari aluminium yang terdapat di pasaran [7]. Pemberian material tersebut diharapkan dapat menahan beban pesawat ketika beroperasi, khususnya beban gaya angkat pada sayap sebesar 80 % dan sisanya 20% didistribusikan pada badan pesawat [8].

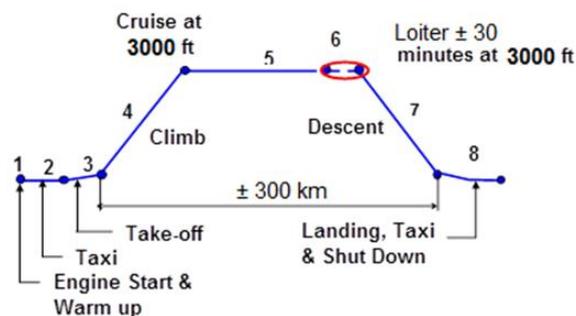
Kekuatan struktur yang efisien merupakan persyaratan yang harus dipenuhi oleh struktur pesawat terbang tanpa awak LSU-03 NG. Analisis kekuatan struktur sayap LSU-03 NG dengan menggunakan metode elemen hingga dipaparkan pada makalah ini.

2. METODOLOGI

Penelitian terhadap kekuatan struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03 NG terhadap beban operasional penerbangan dilakukan dalam beberapa langkah metode penelitian, diantaranya melibatkan: penentuan beban terbang pada sayap LSU-03 NG dengan metode schrenk. Metode schrenk adalah metode pendekatan untuk menghitung distribusi gaya angkat sepanjang *span* sayap dengan merata-ratakan sayap eliptik dan sayap trapezoidal. Langkah kedua adalah pembuatan model CAD untuk memodelkan dimensi dan konfigurasi struktur UAV, dan langkah terakhir adalah prosedur analisis FEM beserta olah datanya.

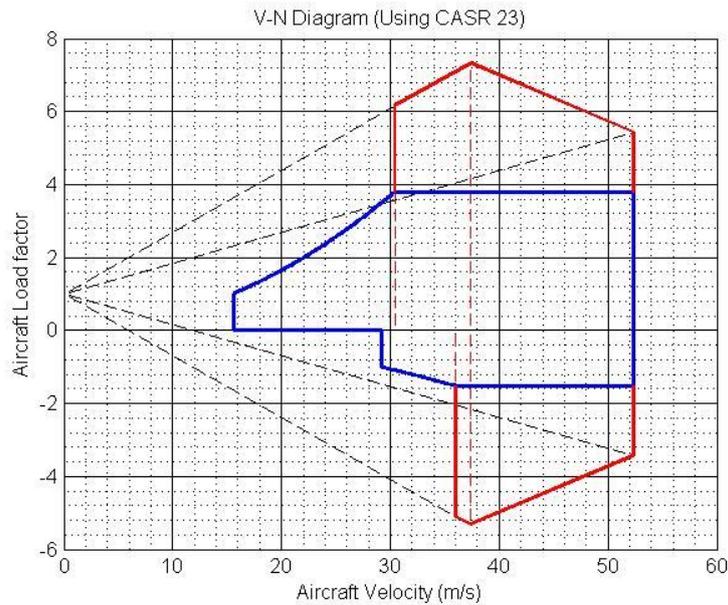
2.1. Skenario Penerbangan Pesawat LSU-03NG

MTOW LSU-03 NG adalah seberat 30 kg [1]. UAV ini dapat terbang jelajah selama 45 menit pada maksimum ketinggian 3000 ft dan maksimum *endurance*. Profil misi tipikal dari LSU-03 NG dapat dilihat pada Gambar 2.



Gambar 2. Tipikal profil misi LSU-03 NG dengan *loiter*

Pembebanan yang diterima sayap pada saat terbang dapat direpresentasikan oleh V-n diagram. Berdasarkan desain yang disyaratkan oleh CASR 23, V-n diagram Gambar 3 memberikan gambaran seberapa besar beban yang diterima oleh struktur LSU-03 NG ketika mendapatkan *load factor* positif dan negatif dan juga akibat adanya *gust*.



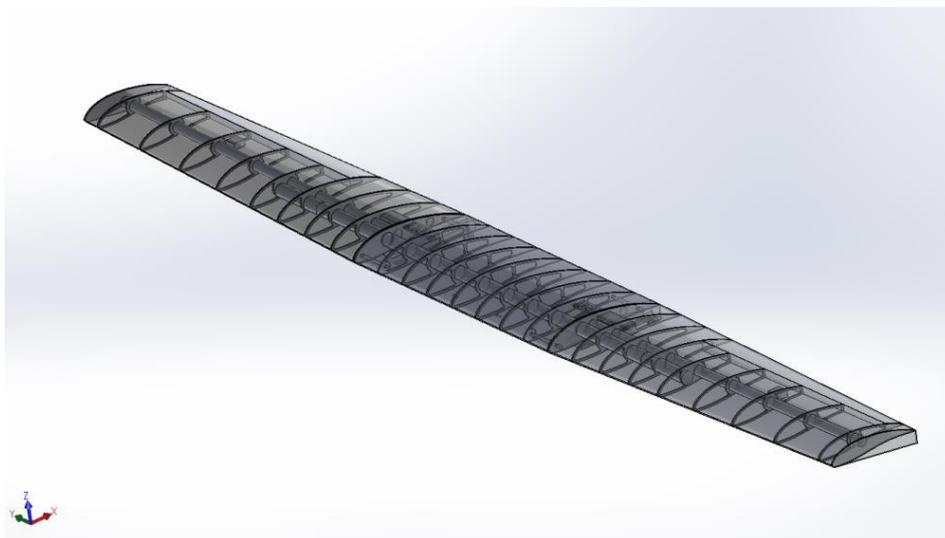
Gambar 3. V-n diagram LSU-03 NG

Kegagalan struktur sayap pada Gambar 2 akibat pembebanan berdasarkan grafik V-n diagram pada Gambar 3 diatas dapat diketahui dengan menggunakan perangkat lunak analisa struktur. Preparasi metode ini membutuhkan data mengenai sifat mekanik material aluminium dan komposit yang digunakan pada struktur sayap tersebut lalu diaplikasikan ke dalam aplikasi *preprocessing* yang memuat model CAD struktur sayap LSU-03 NG.

Dalam prakteknya di bidang manufaktur, parameter geometri berdasarkan CAD tersebut sering kali tidak mempunyai dimensi yang tepat, salah satunya karena sifat distribusi geometri massa yang tidak homogen atau terjadi kesalahan sifat mekaniknya, dapat juga karena proses manufaktur yang bervariasi, beban struktur dan kondisi lingkungan. Oleh karena itu diperlukan faktor keamanan yang menjamin kemampuan struktur selama pesawat terbang beroperasi. Agar relatif aman, nilai faktor keamanan ini diambil lebih besar dari satu, artinya kemampuan struktur lebih besar dari pada load yang terjadi [10].

2.2. Konfigurasi Struktur Sayap Pesawat LSU-03NG

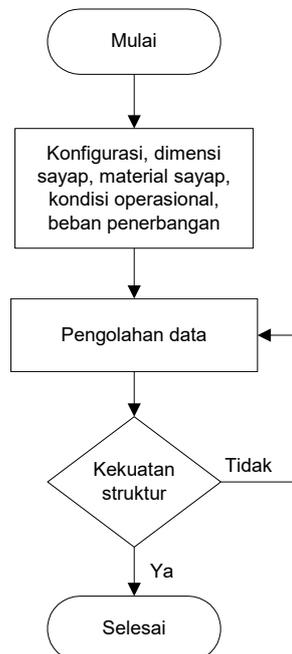
Konfigurasi struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03 NG menggunakan struktur *semimonocoque* dimana sayap terdiri dari struktur rangka meliputi *spar*, *rib*, dan *connector* yang keseluruhannya diliputi oleh struktur kulit. Konfigurasi Struktur Sayap Pesawat terbang LSU-03NG dapat dilihat di Gambar 4.



Gambar 4. Konfigurasi struktur sayap pesawat terbang LSU-03 NG [2]

Analisis metode elemen hingga pada sayap dilakukan dengan menggunakan satu *span* sayap secara keseluruhan hal ini dilakukan untuk melihat *stress* yang terjadi pada struktur sayap secara utuh.

2.3. Prosedur Analisis dan Pengolahan Data

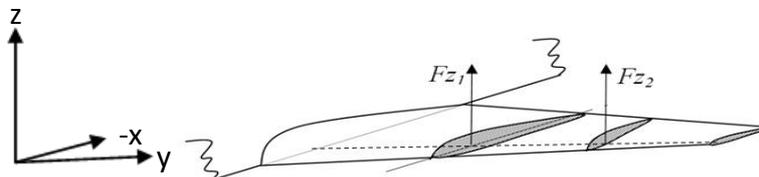


Gambar 5. Prosedur olah data

Prosedur analisis dilakukan dengan perhitungan beban yang terjadi pada sayap, pembuatan gambar 3D sayap dengan CATIA, analisis metode elemen hingga dengan menggunakan PATRAN-NASTRAN.

2.3.1. Tegangan Akibat Beban Aerodinamika

Tegangan atau gaya dalam yang terjadi pada struktur diakibatkan adanya gaya luar yang bekerja pada struktur sayap tersebut. Pada struktur sayap LSU-03 NG tegangan dan momen yang terjadi diakibatkan oleh adanya gaya angkat aerodinamik. Beban gaya angkat aerodinamik ini dapat dihitung dengan menggunakan metode pendekatan schrenk. Hal ini dilakukan dengan mempartisi sayap menjadi beban yang diskontinu. Metode ini dapat mewakili pembebanan gaya angkat aerodinamik walaupun hasil yang didapatkan tidak terlalu akurat karena gaya-gaya yang dihasilkan diskontinu. Perhitungan beban gaya angkat aerodinamik secara akurat dapat dilakukan dengan menggunakan komputasi dinamika fluida atau CFD, komputasi ini dibutuhkan guna menghasilkan gaya-gaya dalam yang lebih akurat. Secara model matematik sederhana sayap dapat dianggap sebagai model kantilever yang menerima beban terdistribusi di sepanjang CN tersebut.



Gambar 6. Pembebanan sederhana sayap dalam model matematik sederhana

Dari posisi seperti Gambar 6 sebagai akibat adanya beban arah sumbu Z yaitu F_z , maka struktur sayap akan menerima momen lentur [11,12], yaitu :

$$M_{zi} = \sum F_{zi} \cdot Y_i \quad (4)$$

Selanjutnya momen akan menimbulkan tegangan struktur.

$$\sigma_{leni} = \frac{M_{zi} \cdot c_{zi}}{I_{zi}} \quad (2)$$

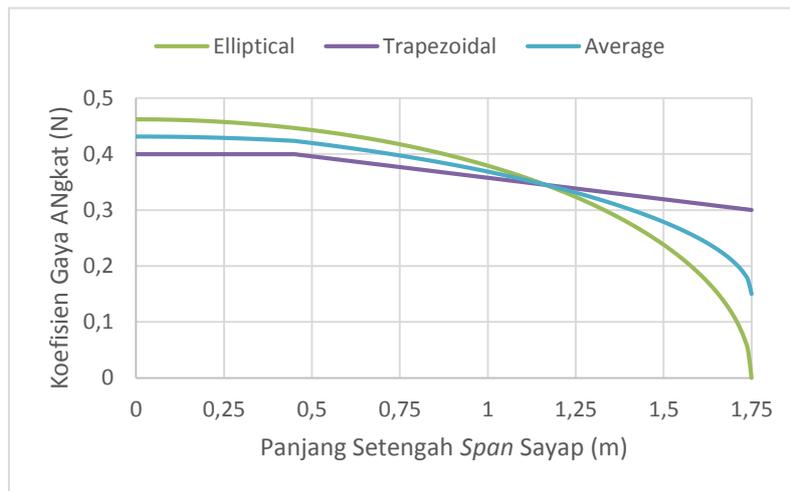
dengan : Y_i = Panjang sayap per segmen

- A_i = Luas permukaan sayap per segmen
- I_{zi} = Momen inersia penampang per segmen
- C_{zi} = Jarak sumbu ke permukaan paling bawah

Faktor keamanan struktur sayap adalah:

$$f_s = \frac{\sigma_y}{\sigma} \tag{3}$$

- dengan : σ_y = Tegangan leleh bahan
- σ = Tegangan operasional



Gambar 7. Beban gaya angkat yang diwakili oleh CL sepanjang setengah *span* sayap LSU-03 NG

Beban eliptik adalah beban aerodinamik dimana sayap memiliki *planform* elips dan beban trapezoidal adalah beban dimana sayap memiliki bentuk *planform planar*. Beban yang dipakai adalah beban rata-rata yang dihasilkan dari kedua *planform* tersebut.

2.3.2. Batas Beban Berdasarkan Aturan CASR 23

Civil Aviation Safety Regulations (CASR 23) adalah regulasi yang dikeluarkan oleh Menteri Perhubungan Republik Indonesia pada tahun 2001[13]. Regulasi ini mengatur tentang rancang bangun pesawat terbang. Aturan ini digunakan sebagai salah satu acuan yang dipakai untuk melakukan penelitian dan pengembangan pesawat terbang di Indonesia. Pesawat terbang tanpa awak juga termasuk kategori pesawat, oleh karena itu kegiatan penelitian, pengembangan dan perekayasa pesawat tanpa awak termasuk LSU-03 NG juga mengacu pada aturan tersebut, khususnya untuk bagian struktur. Adapun peraturan yang dimaksud adalah Pembebanan pada struktur sayap pesawat tanpa awak LSU-03NG mengacu pada [13]: CASR 23.301(A), §23.305(A), dan CASR § 23.305(B).

CASR 23.301(A), menyatakan syarat kekuatan struktur ditentukan oleh *limit load* atau batas beban (maksimum *load* yang diharapkan terjadi ketika operasi penerbangan) dan *ultimate load* (*limit loads* yang dikalikan dengan *safety factor*).

CASR §23.305(A), menyatakan bahwa struktur harus bisa menopang beban tanpa terjadi kerugian struktur dalam bentuk deformasi permanen. Jika beban melebihi *limit loads*, deformasi yang terjadi tidak diperbolehkan mengganggu keamanan pesawat saat operasi penerbangan dilakukan.

CASR § 23.305(B), menyatakan bahwa struktur harus bisa menahan *ultimate loads* tanpa terjadi kegagalan paling sedikit selama tiga detik, kecuali kegagalan lokal atau ketidakstabilan struktur antara limit dan *ultimate load*. Akan tetapi ketika uji kekuatan dilakukan menggunakan simulasi dinamik tes, batas tiga detik tidak berlaku.

CASR § 23.307, menyatakan bahwa sesuai dengan persyaratan, kekuatan dan deformasi harus ditampilkan untuk setiap kondisi beban kritis. Analisis struktur boleh digunakan jika struktur dapat diandalkan. Dalam kasus tertentu tes harus dilakukan. Tes dinamik, termasuk uji terbang struktural dapat diterima jika kondisi beban disain sudah di simulasikan.

CASR § 23.303, Jika tidak dinyatakan lain, faktor keamanan sebesar 1.5 harus digunakan.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Struktur sayap LSU-03 NG pada Gambar 4 selanjutnya akan dianalisis menggunakan metode elemen hingga untuk mengetahui batas kekuatan yang dimilikinya. Beban gaya angkat yang dihitung dengan menggunakan metode schrenk diaplikasikan pada sayap tersebut. Beban sebesar 30 kg MTOW termasuk beban pesawat kategori kecil [9]. Hasil yang ingin didapatkan adalah untuk mendapatkan struktur sayap yang kuat namun ringan dan mudah untuk digunakan [1].

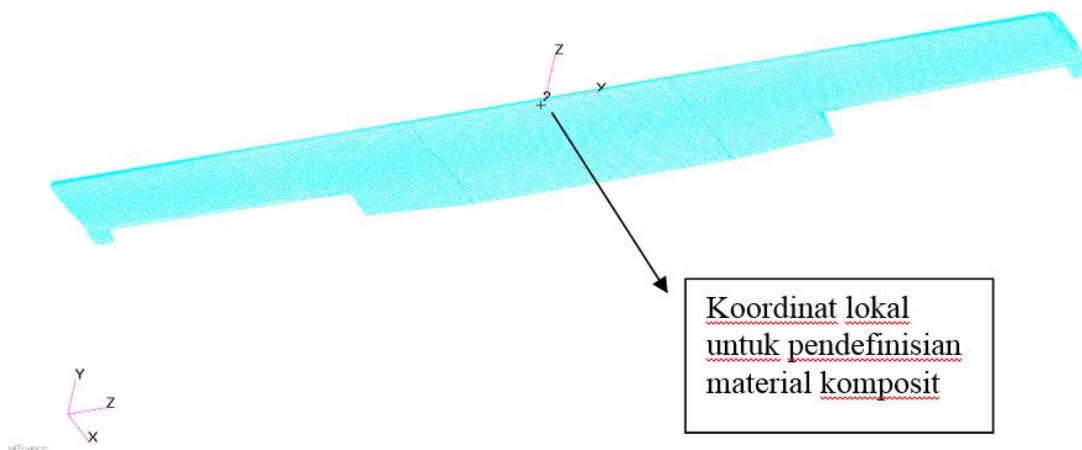
Struktur penyambung sayap terbuat dari alumunium yang terdapat di pasaran [7]. Pemberian material tersebut diharapkan dapat menahan beban pesawat ketika beroperasi, khususnya beban gaya angkat pada sayap sebesar 80 % dan sisanya 20% didistribusikan pada badan pesawat [8].

Sesuai dengan data konfigurasi struktur sayap pesawat LSU-03 NG dan metodologi penelitian di atas, litbangyasa dilakukan dengan mengacu pada misi dan skenario penerbangan yang terjadi. Pengolahan data ini diawali dengan acuan terhadap kekuatan struktur sayap yang sesuai dengan regulasi CASR tentang Rancang bangun struktur pesawat terbang [13]. Dinyatakan di sana bahwa struktur harus mampu menerima beban terbang. Dalam hal ini diambil *Maximum Take-Off Weight* (MTOW) pesawat dijadikan acuan dan dikalikan dengan nilai faktor beban.

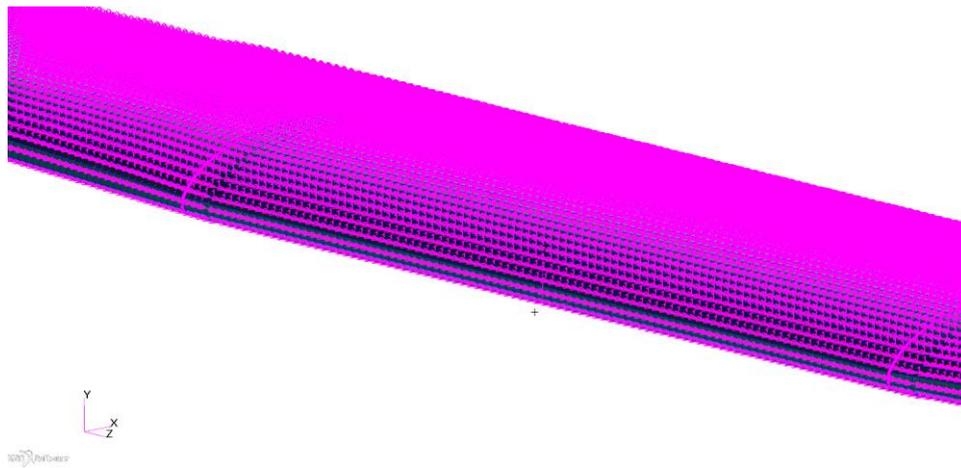
Pada analisa metode elemen hingga yang dilakukan pada makalah ini. Nilai faktor beban yang dipakai sebesar 2. Angka ini berdasarkan batas angka eksperimental ketika pesawat LSU-03 mengalami kegagalan [17]. Faktor keamanan sebesar 1.5 sesuai dengan regulasi CASR 23.303 [14][15] harus didapatkan sehingga dapat dikatakan bahwa pesawat masih aman untuk terbang. Tabel 1 dibawah ini adalah data mekanik material yang digunakan dalam analisa metode elemen hingga.

Tabel 1. Data mekanik material LSU-03 NG

No	Properties	Arah	Satuan	Glass WR 185/Poliester
1	Tensile Modulus (E)	0 ⁰	MPa	8088
2		90 ⁰	MPa	8088
3			MPa	-
4	Tensile Strength (Xt, Yt)	0 ⁰	MPa	322.577
5		90 ⁰	MPa	322.577
6			MPa	-
7	Compressive Strength (Xc, Yc)	0 ⁰	MPa	116.441
8		90 ⁰	MPa	116.441
9			MPa	-
10	Poisson ratio (v)			variasi
11	In-Plane Shear Modulus	G12	MPa	variasi
12	In-Plane Shear Strength	S12	MPa	30
13	Bonding shear strength		MPa	10
13	Thickness per ply		mm	0.1873
14	Density		gr/cm ³	1.5



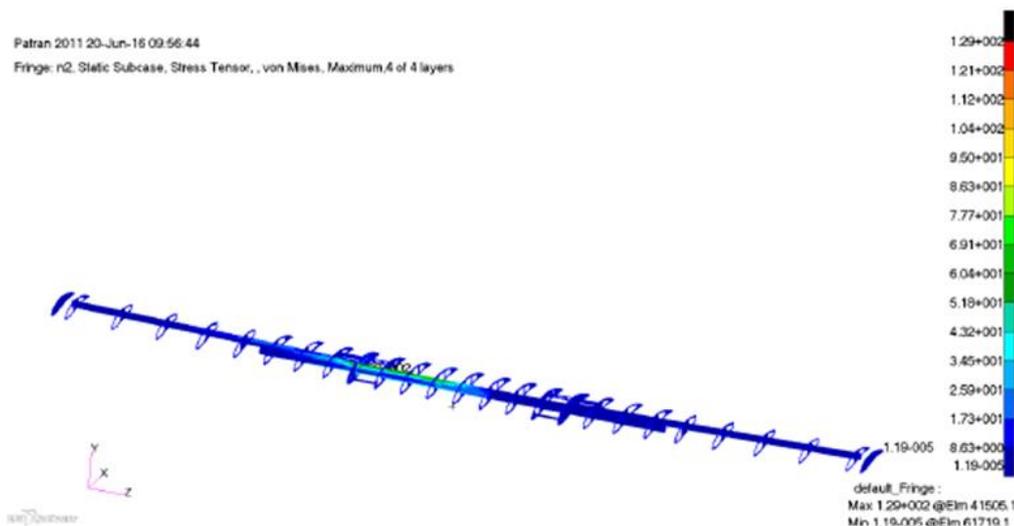
Gambar 8. Koordinat lokal untuk menentukan arah serat komposit



Gambar 9. arah serat komposit pada struktur sayap LSU-03 NG

Di samping itu struktur pesawat terbang juga perlu memenuhi kriteria beban terbang [16], yaitu mampu menopang beban secara aman pada saat operasional sesuai skenario terbang. Beban yang digunakan adalah MTOW pesawat dikalikan dengan faktor beban dua yang menghasilkan total gaya sepanjang bentang sayap sebesar 600 N.

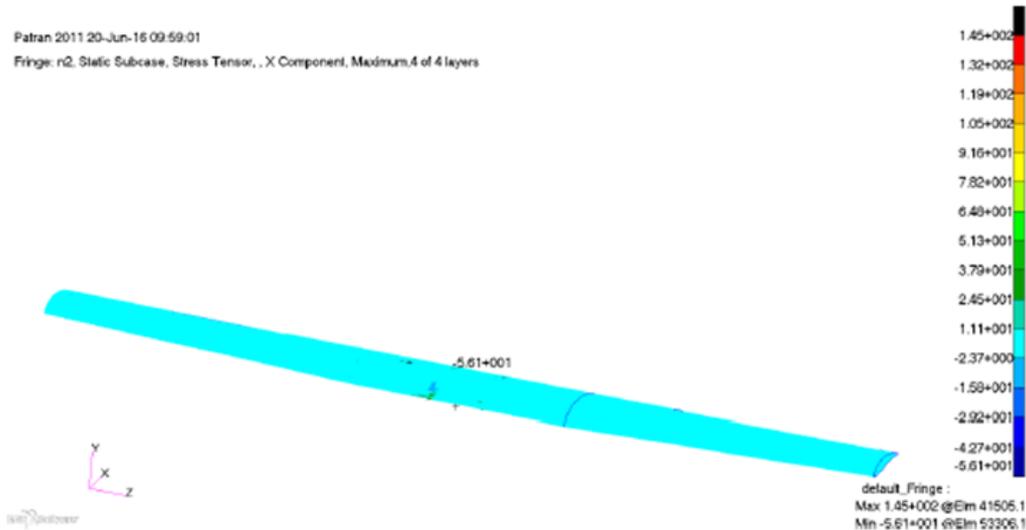
Kondisi batas yang digunakan adalah *fixed* (6 derajat kebebasan ditahan) pada lubang baut yang menghubungkan sayap dengan badan. Adapun hasil olah data selanjutnya ditampilkan di Gambar 10.



Gambar 10. Tegangan von mises dalam MPa pada struktur sayap LSU-03

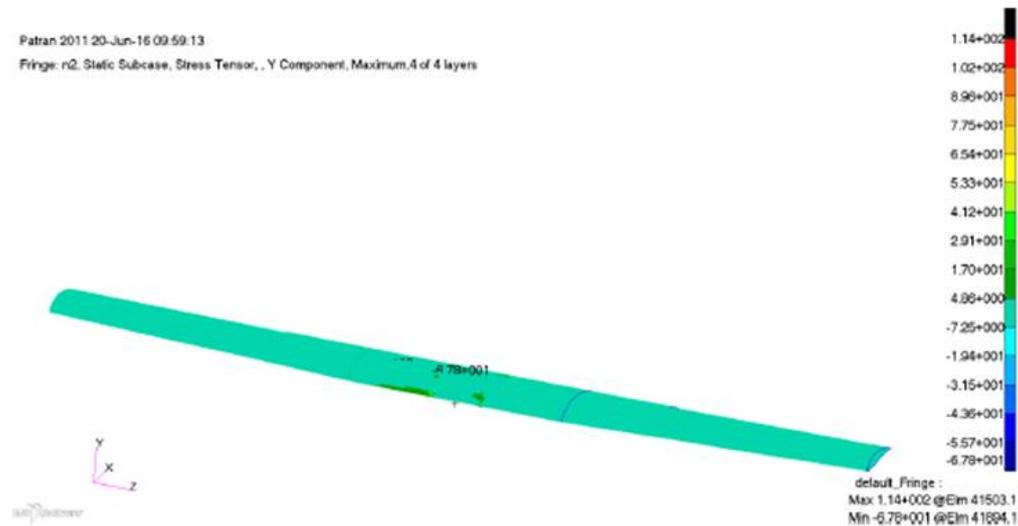
Analisis kekuatan struktur pada Gambar 10 ini difokuskan kepada konektor aluminium antara sayap luar dan sayap dalam yang ditempelkan pada spar dan rib. Berdasarkan Gambar 10 dengan menggunakan faktor beban sebesar 2 dihasilkan tegangan von-mises maksimum pada konektor sebesar 129 MPa. Tegangan von-mises ini digunakan untuk tipe material isotropis seperti aluminium. Mengacu kepada CASR 23 [13] bahwa tidak boleh ada deformasi permanen pada struktur yang artinya tidak melebihi tegangan luluh aluminium sebesar 324 MPa. Berdasarkan hasil ini maka konektor masih aman dalam menerima beban dengan factor beban sebesar 2. *Reserve factor* yang masih dimiliki konektor sebesar 2.5.

Gambar 10 menyajikan hasil analisis metode elemen struktur komposit sayap utuh. Berdasarkan Gambar 11 dibawah ini dapat diketahui bahwa tegangan terbesar searah x sebesar 145 MPa. Di sisi lain tegangan operasionalnya sebesar 129 MPa. Dengan demikian dapat dikatakan bahwa struktur sayap yang terbuat dari komposit untuk arah beban dari sumbu X, dalam kondisi kekuatannya 1,27 kali dari tegangan operasional.



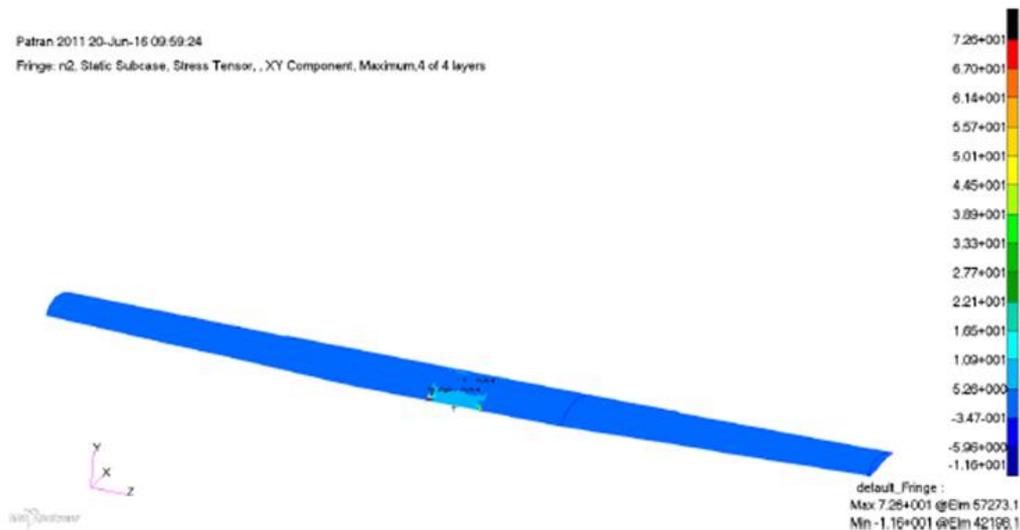
Gambar 11. Maksimum tegangan arah x pada struktur sayap LSU-03 NG

Demikian juga untuk arah beban dari sumbu Y seperti yang ditampilkan di Gambar 12, diketahui bahwa struktur komposit masih memperlihatkan kekuatannya untuk menerima tegangan 129 MPa, karena kemampuan struktur sayap komposit masih di atas tegangan operasional 114 MPa. Dapat dikatakan bahwa struktur sayap komposit mempunyai kekuatan yang melebihi nilai gangguan tegangan operasional sekitar $129/114 = 1,13$ atau dengan kata lain dapat diketahui juga bahwa nilai 1,13 ini merupakan angka faktor keamanan struktur. Meskipun nilai kekuatannya masih di atas nilai tegangan operasional, tetapi nilai faktor keamanannya masih dibawah 1,5. Berarti belum memenuhi syarat seperti yang telah disarankan untuk struktur pada keperluan teknologi penerbangan [14], baik untuk tegangan dari arah sumbu X maupun Y.



Gambar 12. Maksimum tegangan arah y pada sayap LSU-03 NG

Tegangan geser arah x-y yang terjadi dapat dilihat dari Gambar 13, yang menunjukkan bahwa tegangan geser maksimum arah XY sebesar 72,6 MPa. Sedangkan kemampuan struktur berdasarkan uji statik struktur hanya sebesar sayap 40 MPa, dan terjadi kerusakan di sekitar penghubung antara struktur sayap dan badan pesawat (*fuselage*) [17]. Sehingga untuk tegangan arah XY juga tidak sanggup diterima oleh struktur komposit berdasarkan hasil litbangyasa ini, terutama untuk factor beban sebesar 2. Oleh karena itu masih diperlukan perbaikan lanjut jika struktur sayap tetap harus menggunakan komposit sebagai pilihan utama. Konstruksi struktur komposit yang digunakan harus diperbaiki lebih lanjut dengan cara memberi ketebalan lebih pada daerah kritisnya.



Gambar 13. Maksimum tegangan arah x-y pada sayap LSU-03 NG

4. KESIMPULAN

Dari uraian di atas dapat diketahui bahwa persyaratan untuk memperoleh struktur sayap pesawat terbang tanpa awak LSU-03 NG yang aman berdasarkan CASR 23 belum terpenuhi. Konfigurasi struktur ini tidak mampu menahan beban terbang sampai dengan 3.8 kali besarnya MTOW dan gagal pada beban terbang 2 kali MTOW yaitu sebesar menjadi 600 N. Berdasarkan hasil analisa metode elemen hingga pada arah x,y dan x-y kegagalan struktur komposit terjadi. Hal ini karena *reserve factor* sebesar 1,5 tidak dapat dipenuhi. Penguatan dengan cara penebalan struktur atau penggantian konfigurasi struktur dan pemilihan material lain yang lebih kuat dapat dilakukan guna memperbaiki performa dari struktur sayap ini. Namun, setelah konfigurasi baru sudah dibuat, uji eksperimental kekuatan struktur harus tetap dilakukan kembali sebagai bukti nyata bahwa struktur tersebut aman.

UCAPAN TERIMA KASIH

Pada kesempatan ini penulis sampaikan terimakasih kepada semua pihak yang telah membantu kelancaran penelitian, terutama kepada Kepala Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Kepala Bidang Program dan Fasilitas Pustekbang, Riki Ardiansyah yang telah menyediakan Gambar Teknik Sayap, Aryandi Marta yang telah menyediakan data uji statik struktur Sayap, serta rekan rekan tim Rancang bangun pesawat terbang tanpa awak LSU-03NG.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Atik Bintoro, Laporan Tahun 2016 Pelaksanaan Program Litbangyasa Pustekbang 2016 : Kajian Sertifikasi LSU, Pengembangan Laboratorium Pustekbang Dan *Missi* LSU-03, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor, 2016
- [2] Riki Ardiansyah, Nanda Wirawan, 2016, Perhitungan Letak dan Pergeseran *Center of Gravity* Pesawat LSU-03NG, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor, 2016

- [3] Farohaji Kurniawan, Yanuar Prabowo, 2013, Analysis of real time experiment for LSU application, Proceeding of International Seminar of Aerospace Space Science and Technology, ISAST-2013
- [4] Seok-Ho Son, Byung-Lyul Choi, Won-Jin Jin, Yung-Gyo Lee, Cheol-Wan Kim, Dong-Hoon Choi, Wing Design Optimization for a Long-Endurance UAV using FSI Analysis and the Kriging Method, International Journal of Aeronautical & Space Science, 17(3), 423–431, 2016 Tersedia di <http://dx.doi.org/10.5139/IJASS.2016.17.3.423>
- [5] Sedat Özöztürk, Altan Kayran, Nafiz Alemdaroğlu, On the Design and Aero elastic Stability Analysis of Twin Wing-Tail Boom Configuration Unmanned Air Vehicle, Proceeding of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, BR,19th, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado, , 2012
- [6] Fajar Ari Wandono, Riki Ardiansyah, Dony Hidayat, 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, , 2015
- [7] Akshay Balachandran, Divyesh Karelia, Jayaramulu Challa, Material Selection For Unmanned Aerial Vehicle, International Journal Of Mechanical Engineering And Technology (IJMET), Volume 5, Issue 8, August (2014), pp. 34-40
- [8] Shabeer KP, Murtaza M A., Optimization Of Aircraft Wing With Composite Material, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 6, June 2013, Ahmedabad Gujarat, India, 2013
- [9] Giuseppe Landolfo, Aerodynamic And Structural Design Of A Small Non planar Wing UAV, Master Thesis of Science in Aerospace Engineering Submitted to The School of Engineering of the University of Dayton, Dayton, Ohio, 2008
- [10] Santhosh N, N D Shivakumar, Chetan D M, Pooja Kumari, Sahana B C, Mahalya R, Design And Analysis Of Engine Mounting Frame Of An Unmanned Aerial Vehichle, International Journal of Research In Aeronautical And Mechanical Engineering, Vol.2 Issue.5, May 2014, 2014
- [11] Faupel Joseph H, Fisher Franklin E., Engineering Design, a Syntesis of Stress Analysis and Materials Engineering, John Willey & Sons, New York, 1980
- [12] S. Graham Kelly, Fundamental of Mechanical Vibrations, McGraw-Hill International Edition, New York, 1993
- [13] Menteri Perhubungan RI, Republic Of Indonesia Ministry Of Transportation, Civil Aviation Safety Regulation (CASR) PART 23, Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes, Lampiran Keputusan Menteri Perhubungan Nomor : Km.25 Year 2001, Jakarta, 2001
- [14] A. F. Accardo, F. Ricci, P. Basso, Design And Development Of A Low Altitude Unmanned Aerial Vehicle, Proceedings of International Congress Of Aeronautical Sciences, Icas 2000 Congress, UK, 2000
- [15] Dassault Systèmes SolidWorks Corporation, *Engineering Design and Technology Series*, An Introduction to Stress Analysis Applications with SolidWorks Simulation, Student Guide, Document Number: PMS0219-ENG, Dassault Systèmes SolidWorks Corporation, 300 Baker Avenue, Concord, Massachusetts 01742 USA, 2010

- [16] Farrukh Mazhar, Abdul Munem Khan, 2010, Structural Design of a UAV Wing Using Finite Element Method, 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference
18th, 12 - 15 April 2010, Orlando, Florida
- [17] Aryandi Marta, Uji Statik Sayap LSU-03 NG Laporan Tahun 2016, Pelaksanaan Program Litbangyasa Pustekbang 2016 : Kajian Sertifikasi LSU, Pengembangan Laboratorium Pustekbang Dan *Missi* LSU-03, Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor, 2016
- [18] Atik Bintoro, Material Teknik Sebagai Bahan Disain Struktur, Massma si Kumbang, Jakarta, 2009
- [19] LSU-03 NG, Design Requirements and Objectives N219, LAPAN, Bogor 2016

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Rizky Fitriansyah
Tempat & Tgl. Lahir : Cimahi, 17 Mei 1988
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Pustekbang - LAPAN
NIP. / NIM. : 19880517 201402 1003



DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 3 Bandung Tahun: 2003-2006
STRATA 1 (S.1) : Aeronotika & Astronotika ITB Tahun: 2006

ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jalan Raya LAPAN Rumpin, Bogor
Email : rizky.fitriansyah@lapan.go.id

PUSTEBANG
ISBN : 978-602-71833-3-9

