

COMPARISON OF SANDWICH COMPOSITE WING STRUCTURE WITH Balsa WOOD (CASE STUDY OF UAV AIRCRAFT FIXED WING VTOL VX-2)

Djarot Wahyu Santoso¹, Kris Hariyanto²

Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta

djarot_wahyu84@yahoo.com¹

UAV aircraft with a fixed wing configuration with multi-rotor are aircraft capable of vertical take-off and landing (VTOL). In designing the wing structure of aircraft, the weight factor and the strength of the wing structure are factors that need to be considered. The use of sandwich composite materials on UAV wings is expected to be able to meet the requirements of UAV aircraft, namely having a light weight, having high rigidity and strength. In this study, a comparative analysis the strength of the sandwich composite wing structure with the balsa wood wing of the UAV VTOL VX-2 aircraft was carried out. The steps taken are to model the composite wing structure of sandwiches and balsa wood using CATIA. Performing the process of structural analysis using ANSYS software. Both half-span models are subjected to lift and vertical take-off loads. From the analysis results, the sandwich composite wing (glass fiber skin with styrofoam core) is stronger than the balsa wood wing structure under vertical take off loads. While the VTOL rods, upper and lower spars of the balsa wood wing model are stronger than the sandwich structure under lift loads, but overall the sandwich wing structure is stronger than the balsa wood wing.

Keywords: *UAV Fixed Wing VTOL VX-2, structural strength, sandwich composite wing*

1. Pendahuluan

Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) atau dikenal UAV merupakan pesawat udara yang mampu terbang dengan waktu tertentu tanpa dikendarai oleh pilot, pengendalian pesawat dilakukan secara otomatis melalui perangkat elektronik yang diprogram. Saat ini penggunaan pesawat UAV untuk pemetaan suatu wilayah, patroli keadaan pesisir, serta pemantauan kondisi bencana alam. UAV biasanya dilengkapi peralatan kamera guna merekam suatu objek yang dapat dijadikan data untuk kegiatan pemetaan suatu wilayah dengan salah satu sistem yaitu Sistem Informasi Geografis [1]

Pengembangan pesawat UAV telah banyak dilakukan baik yang mempunyai konfigurasi *fixed wing* maupun yang menggunakan model *rotary wing* dengan multi rotor. Konfigurasi *fixed wing* yang dilengkapi dengan multi rotor merupakan pesawat yang mampu melakukan lepas landas (*take-off*) dan pendaratan secara vertikal (VTOL). Pesawat ini mempunyai kemampuan manuver yang fleksibel, tidak memerlukan landasan yang panjang serta mempunyai kecepatan yang lebih baik dibanding model *rotary wing*.

Patra dkk., 2017 [2] melakukan pengembangan pesawat VTOL *fixed wing* yang mempunyai 3 rotor mampu diputar pada sudut 90° sehingga mampu terbang vertikal maupun terbang *cruise*. Rancangan ini mampu membawa muatan 1 kg, dengan jarak tempuh 1 km serta *endurance* terbang stabil selama 16 menit. Rancangan Sandilya, B dkk, 2014 [3] dengan 4 rotor mampu terbang VTOL dengan kecepatan 25 m/s yang mempunyai *wing span* 1,5 m

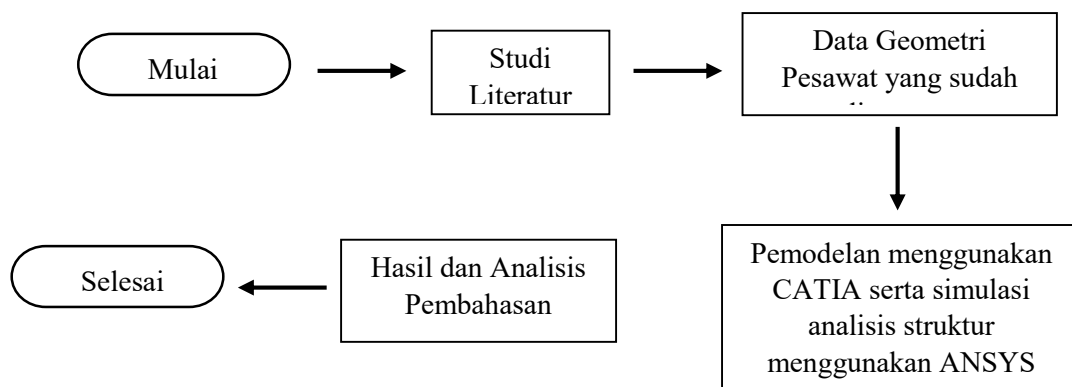
Pesawat UAV biasanya dirancang menggunakan bahan yang ringan diantaranya adalah menggunakan *styrofoam*, kayu balsa, *fiber glass*, *fiber carbon* serta bahan komposit lainnya. Pada perancangan struktur sayap pesawat terbang faktor berat dan kekuatan struktur sayap

merupakan faktor yang perlu diperhatikan. Sayap yang dirancang harus mampu menahan beban tanpa mengalami deformasi yang permanen selama pengoperasiannya. Penggunaan material komposit (CFRP) pada rancangan pesawat akan mengurangi berat sayap sekitar 24% bila digunakan sayap dari paduan aluminium [4]. Penggunaan material komposit *sandwich* pada sayap UAV diharapkan mampu memenuhi persyaratan tersebut di atas yaitu memiliki berat yang ringan serta mampu menahan beban yang lebih baik.

Pesawat rancangan UAV VTOL VX-2 adalah pesawat yang mempunyai misi untuk pengamatan kondisi lalu lintas di suatu kota. Pesawat ini merupakan pengembangan dari generasi sebelumnya yang mempunyai rancangan sistem assembly lebih baik serta bentuk yang lebih aerodinamis [5][6]. Sebelum melakukan proses manufaktur rancangan pesawat ini perlu dilakukan analisis terhadap kekuatan struktur sayap pesawat dengan bahan komposit *sandwich* atau menggunakan alternatif sayap yang terbuat dari kayu balsa dengan mempertimbangkan persyaratan yang sudah ditentukan dalam DRO (*Design Requirement And Objective*) rancangan tersebut. Fokus penelitian ini akan dilakukan perbandingan analisis kekuatan struktur dari material sayap yang menggunakan komposit *sandwich* (*core styrofoam, skin fiber glass*) dengan sayap yang terbuat dari kayu balsa.

2 Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan Metode Elemen Hingga. Tahapan yang digunakan pada penelitian ini adalah dimulai studi literatur dan mengumpulkan data pesawat yang telah dirancang. Langkah selanjutnya melakukan pemodelan sayap struktur komposit *sandwich* dengan skin *fiber glass* dan *core* dari material *styrofoam* yang diperkuat *stringer* dengan *CATIA*, simulasi analisis struktur menggunakan *software ANSYS*. Analisis dan pembahasan untuk menentukan kekuatan struktur sayap pesawat menggunakan *Margin of Safety* [7] dan kriteria kegagalan *Tsai Hill* [8]. Adapun diagram alir penelitian yang digunakan ditampilkan pada gambar 1.



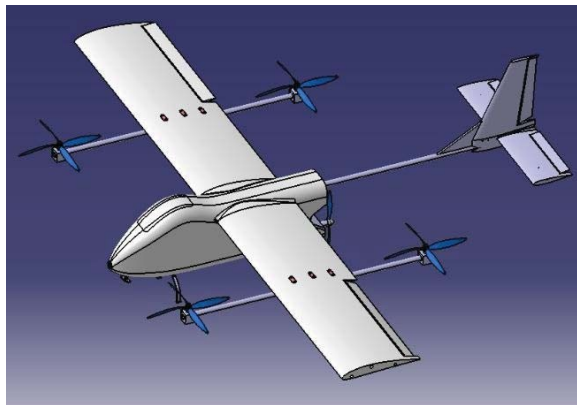
Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

a. Data Rancangan UAV VTOL VX-2

Data rancangan geometri dan model prototipe pesawat UAV VTOL VX-2 ditampilkan pada tabel 1 dan gambar 2.

Tabel 1. Geometri Sayap [5].

No.	Geometri	Keterangan
1.	<i>Aspect ratio</i> (Ar)	7
2.	Luas sayap (Sw)	0,419 m ²
3.	<i>Wing span</i> (bw)	1,713 m
4.	<i>Chord wing</i> (Cw)	0,245 m
5.	Jumlah <i>spar</i>	3
6.	Dimensi <i>spar</i> (mm) (D _{outer} /D _{inner})	<i>Front</i> (10/8); <i>Mid</i> (12/10); <i>Rear</i> (10/8)
7.	Teknik pemasangan sayap	<i>Modular</i>
8.	Proses pemasangan batang VTOL	<i>Clamp mounting</i> 3 titik



Gambar 2. Model prototipe pesawat UAV VX-2 [5]

b. Data properties material untuk pemodelan dan analisis struktur

Struktur UAV VX-2 menggunakan 3 jenis material sebagai struktur utamanya, adapun menggunakan ketiga jenis material tersebut seperti tercantum pada tabel 2.

Tabel 2 Data material [5]

Komponen	Nama Material	Jenis Material
<i>Core Wing (1)</i>	<i>Styrofoam</i>	Isotropik
<i>Core Wing (2)</i>	<i>Kayu balsa</i>	Isotropik
<i>Skin</i>	<i>Fiberglass</i>	Komposit
<i>Batang VTOL</i>	<i>Carbon</i>	Komposit
<i>Spar atas</i>	<i>Carbon</i>	Komposit
<i>Spar bawah</i>	<i>Carbon</i>	Komposit
<i>Spar belakang</i>	<i>Carbon</i>	Komposit

Berikut *properties* untuk masing-masing material yang digunakan pada penelitian seperti dicantumkan pada tabel 3, tabel 4 dan tabel 5.

Tabel 3. *Mechanical properties material styrofoam*

Karakteristik	Nilai	Satuan
Modulus tarik	20,3	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0,3	-
Massa jenis	3,1	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	0,641	MPa

Tabel 4 *Mechanical properties material carbon*

Epoxy Carbon UD		
Karakteristik	Nilai	Satuan
<i>Density</i>	1490	Kg/m ³
<i>Tensile X Direction</i>	2231	MPa
<i>Tensile Y Direction</i>	29	MPa
<i>Tensile Z Direction</i>	29	MPa
<i>Poisson Ratio XY</i>	0.27	
<i>Poisson Ratio YZ</i>	0.4	
<i>Poisson Ratio XZ</i>	0.27	
<i>Young Modulus X Direction</i>	1.21.10 ⁵	MPa
<i>Young Modulus Y Direction</i>	8600	MPa
<i>Young Modulus Z Direction</i>	8600	MPa
<i>Shear XY</i>	60	MPa
<i>Shear YZ</i>	32	MPa
<i>Shear XZ</i>	60	MPa

Tabel 5. *Mechanical Properties material E-Glass-Epoxy*

E-Glass Epoxy		
Modulus Tarik 11	8088	MPa
Modulus Tarik 12	8088	MPa
<i>Poisson ratio 12</i>	0.2	-
Modulus geser bidang 12	3370	MPa
Massa jenis	0.015	Kg/m ²
Kekuatan Tarik 11	322.57	MPa
Kekuatan Tarik 22	322.57	MPa
Kekuatan geser bidang	30	MPa
<i>Bounding stress</i>	20	MPa
Kekuatan Tekan 11	116.444	MPa
Kekuatan Tekan 22	116.444	MPa

Tabel 6. *Mechanical properties material kayu balsa*

Karakteristik	Nilai	Satuan
Modulus tarik	12400	MPa
<i>Poisson ratio</i>	0,3	-
Massa jenis	615	Kg/m ³
<i>Yield strength</i>	4,4545	MPa

c. Kondisi Pembebanan yang diterapkan pada UAV VX-2

Ada 2 jenis pembebanan yang digunakan pada penelitian ini :

- Beban gaya angkat (*lift*), pada kondisi ini pesawat diasumsikan terbang melakukan manuver. Besar gaya angkat diterapkan pada kondisi ini dengan *load factor* sebesar 3 [9] dikalikan berat MTOW UAV VX-2.

$$L = n.W = 3 \times 28,109 \text{ N} = 84.327 \text{ N}$$

Analisis pembebanan *maneuver* dilakukan pada setengah *span* sayap

$$L = 84.327 / 2 = 42.163 \text{ N}$$

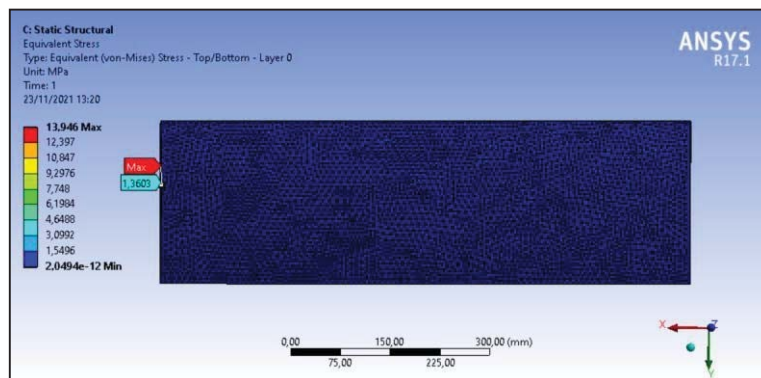
- Beban *Vertical Take off*
 Pada pembebanan *vertical take off* pesawat mengalami pembebanan pada keempat *engine mount*. Untuk satu *engine mount* beban yang terjadi seperempat dari gaya angkatnya.

$$L = 84.327 \text{ N} (0,25) = 21.081 \text{ N}$$

3 Hasil dan Analisis

a. Analisis struktur *wing* UAV VX-2 pada beban gaya *lift*

Pada pembebanan gaya angkat, setengah sayap dibebani gaya angkat 53,067 N pada seluruh permukaan sayap bagian bawah kearah atas, *clamp diletakkan* pada ujung root sayap. Pada sayap core kayu balsa tegangan maksimum terjadi bagian root sebesar 1,3603 MPa (gambar 3) hal ini terjadi karena momen terbesar ada di bagian *root* sayap sehingga tegangan bending maksimum akan terjadi di bagian tersebut.

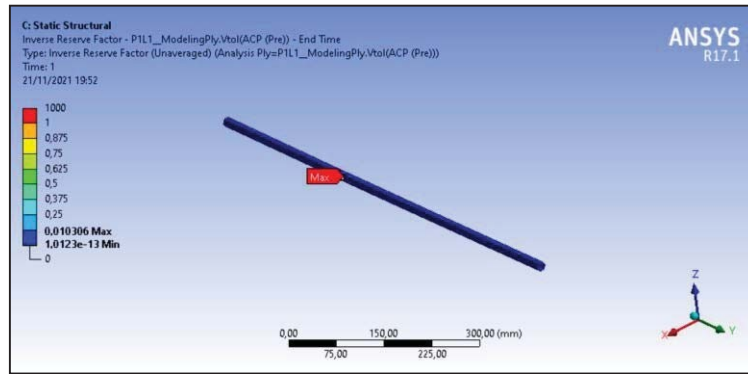


Gambar 3. Nilai tegangan maksimum pada *core*

Besarnya nilai perhitungan *Margin of Safety* yang terjadi pada *core* sayap adalah sebagai berikut:

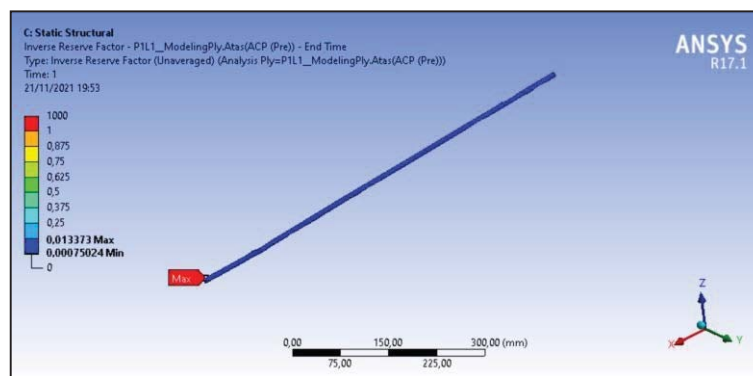
$$MS = \frac{4,4545 \text{ MPa}}{1,3603 \text{ MPa}} - 1 = 2,275 . \tag{1}$$

Nilai MS untuk core kayu balsa lebih besar dari nol sehingga struktur tersebut dinyatakan aman. Sedangkan nilai *Failure Criteria (FC)* pada struktur batang VTOL sebesar 0,010306 (gambar 4). Batang VTOL menggunakan material komposit *carbon* untuk menentukan kriteria kegagalannya menggunakan *Tsai Hill* karena besar nilainya di bawah angka 1 maka batang VTOL dinyatakan aman.

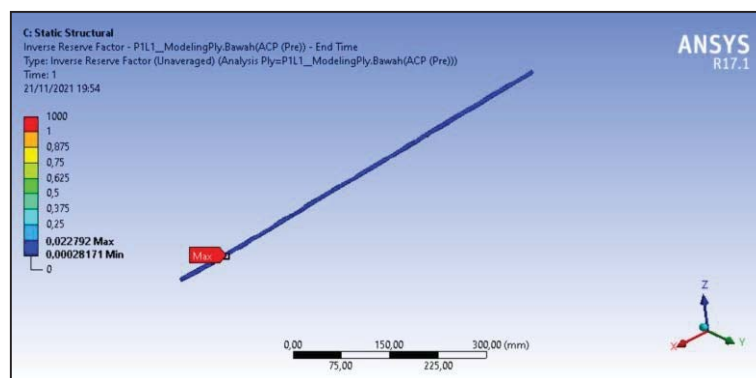


Gambar 4. Nilai FC pada Batang VTOL

Gambar 5 dan gambar 6 menunjukkan nilai *Failure Criteria* pada Spar atas 0,013373, Spar bawah 0,022792. Apabila kita bandingkan kedua nilai tersebut, maka Nilai FC yg lebih rendah menunjukkan struktur tersebut lebih aman dibandingkan dengan nilai FC yang lebih besar. Hal ini terjadi karena spar atas mempunyai diameter luar 12 dan diameter dalam 10, sedangkan spar bawah menggunakan diameter luar 10 mm dan diameter dalam 8 mm sehingga spar yang memiliki diameter lebih besar lebih mampu menahan beban bending dibandingkan yang berdiameter lebih kecil.



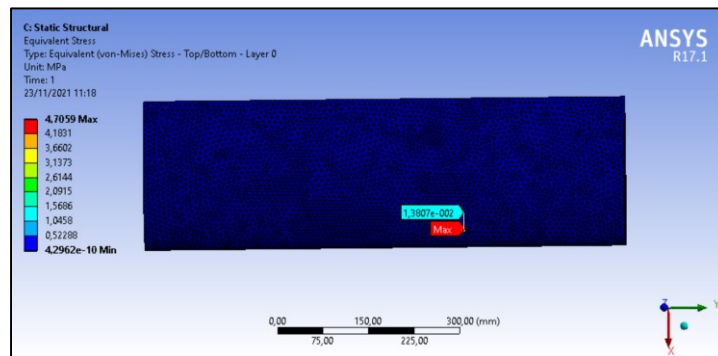
Gambar 5 Nilai FC pada Spar atas



Gambar 6 Nilai FC pada Spar bawah

Pada model sayap *sandwich* material *core styrofoam* dengan material skin *fiberglass*, tegangan maksimum terjadi bagian tengah core sebesar $1,3807 \times 10^{-2}$ MPa (gambar 7). Hal ini terjadi karena momen yang diakibatkan gaya lift selain ditahan oleh corenya juga ditahan oleh skin dan spar yang terbuat dari material lebih kuat sehingga nilainya tegangan lebih kecil bila

dibandingkan pada struktur *core* kayu balsa. Jadi struktur *core sandwich* lebih kuat bila dibandingkan *core* kayu balsa.

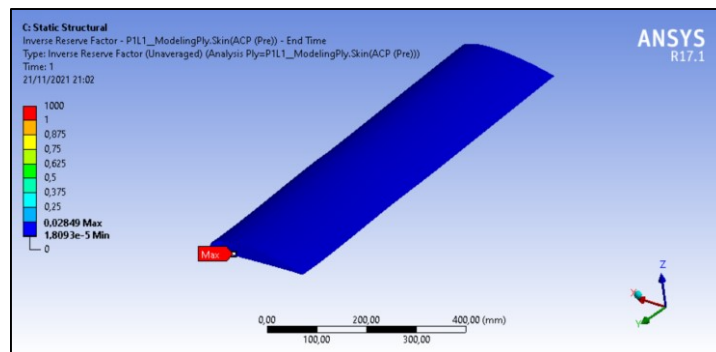


Gambar 7 Nilai tegangan maksimum pada *core*

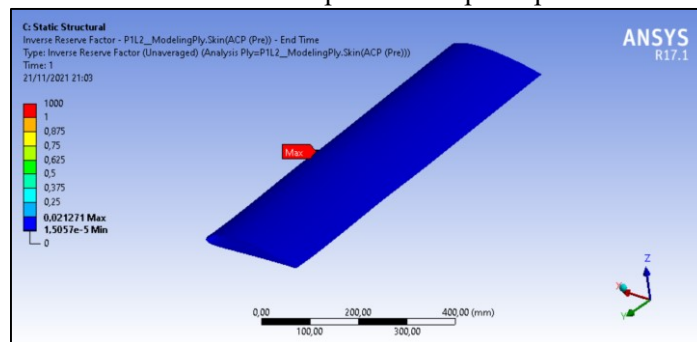
Besarnya nilai perhitungan *Margin of Safety* yang terjadi pada *core* sayap *sandwich* adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} = \frac{0,439}{1,3807 \times 10^{-2}} - 1 = 30,795 \quad (2)$$

Gambar 8 dan 9 menunjukkan nilai *Failure Criteria* pada skin lapisan pertama dan kedua yang masing-masing mempunyai ketebalan 0,23 mm dengan nilai 0,02849 dan 0,21271. Apabila dibandingkan kedua lapisan tersebut lapisan kedua lebih kuat dibandingkan lapisan pertama.



Gambar 8 Nilai FC pada skin lapisan pertama



Gambar 9 Nilai FC pada skin lapisan kedua

Hasil perbandingan nilai *Failure criteria core* kayu balsa dan struktur *sandwich* pada beban gaya *lift* dicantumkan pada tabel 7.

Tabel 7. Perbandingan *Failure criteria core* kayu balsa dan *structure sandwich* pada beban gaya *lift*

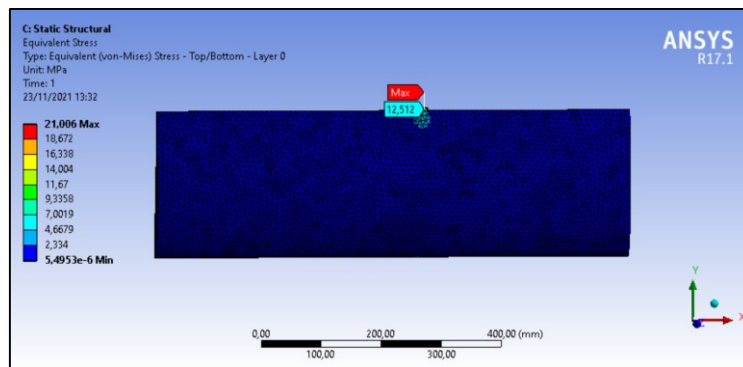
Part	Core Kayu balsa	Struktur sandwich	Keterangan
Core	2,275	30,795	<i>Margin of Safety</i>
Skin (lapisan I)	-	0,02849	<i>Failure criteria</i>
Skin (lapisan II)	-	0,021271	<i>Failure criteria</i>
Batang VTOL	0,010306	0,025743	<i>Failure criteria</i>
Spar atas	0,013373	0,015465	<i>Failure criteria</i>
Spar bawah	0,022792	0,029883	<i>Failure criteria</i>
Spar belakang	0,038191	0,020637	<i>Failure criteria</i>

b. Analisis struktur *wing* UAV VX-2 pada beban *vertical take off*

Pada struktur *core* kayu balsa besarnya nilai perhitungan *Margin of Safety* yang terjadi adalah sebagai berikut:

$$MS = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} = \frac{4,4545}{12,512} - 1 = -0,643$$

Dari nilai tersebut akibat beban *vertical take off core* kayu balsa tidak aman, hal ini terlihat pada gambar 10.

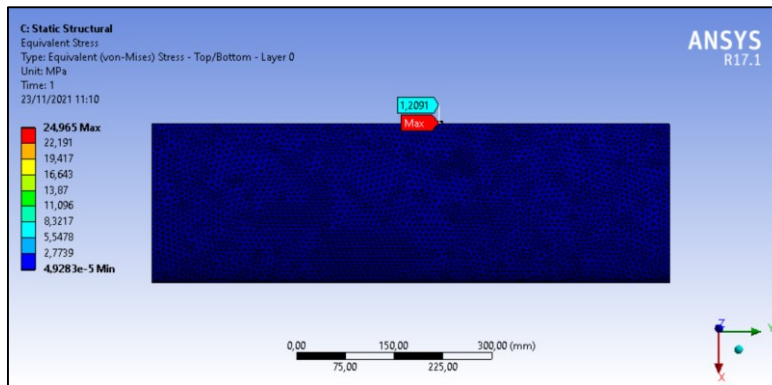
Gambar 10 Nilai tegangan maksimum pada *core* kayu balsa

Sedangkan pada struktur *sandwich* nilai perhitungan *Margin of Safety* yang terjadi pada *core* sayap *styrofoam* gambar 11 adalah sebagai berikut:

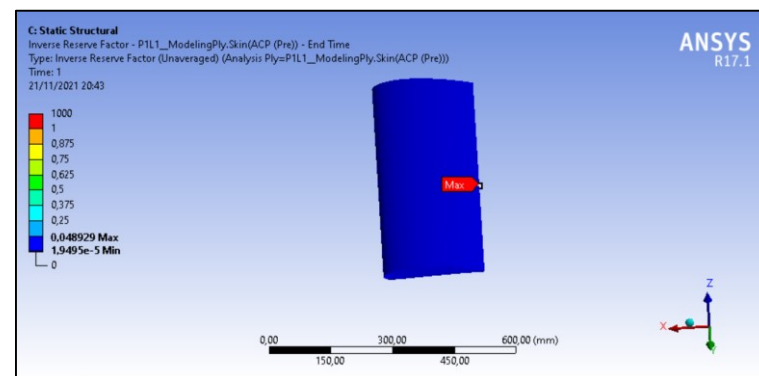
$$MS = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} = \frac{0,439}{1,2091} - 1 =$$

-0,637

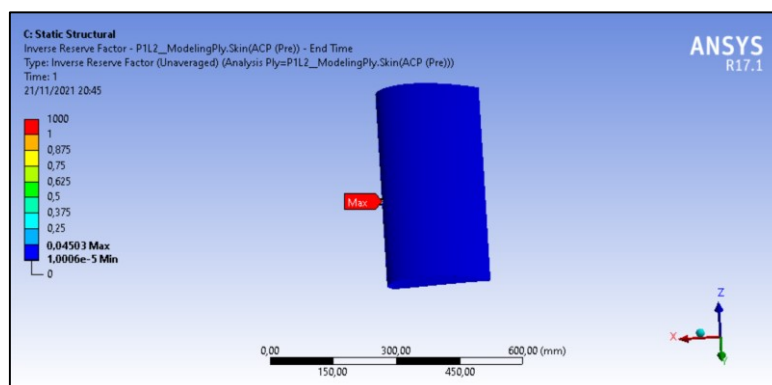
Hal ini juga menunjukkan pada beban *vertical take off core styrofoam* juga tidak aman, Gambar 12 dan gambar 13 menunjukkan nilai *Failure Criteria* pada skin lapisan pertama dan kedua yang masing-masing mempunyai nilai 0,048929 dan 0,04503. Apabila dibandingkan kedua lapisan tersebut lapisan kedua lebih kuat dibandingkan lapisan pertama.



Gambar 11 Nilai tegangan maksimum pada *core styrofoam*



Gambar 12 Nilai FC pada skin lapisan pertama



Gambar 13 Nilai FC pada skin lapisan kedua

Nilai perbandingan *Margin of Safety* dan *Failure criteria* antara struktur kayu balsa dengan struktur *sandwich* pada beban *Vertical Take off* dapat dilihat pada tabel 8.

Dari tabel tersebut nampak bahwa nilai *Margin of Safety core* struktur *sandwich* dan kayu balsa bernilai negatif sehingga keduanya tidak aman terhadap beban *Vertical Take off*, namun bila dibandingkan *core* struktur *sandwich* lebih kuat sedikit dibandingkan *core* kayu balsa.

Sedangkan berdasarkan nilai *Failure criteria* pada batang VTOL, spar bawah dan belakang struktur *sandwich* nilainya lebih rendah dibandingkan dengan *core* kayu balsa ini menunjukkan bahwa struktur *sandwich* lebih baik dibandingkan kayu balsa kecuali pada spar atas. Bila dibandingkan secara keseluruhan pada kedua beban (gaya *lift* dan *vertical take off*) struktur sayap *sandwich* lebih kuat dibandingkan sayap kayu balsa.

Tabel 8. Perbandingan *Failure criteria core* kayu balsa dan struktur *sandwich* pada beban *Vertical Take off*

Part	Core Kayu balsa	Structure sandwich	Keterangan
Core	-0,644	-0,637	<i>Margin of Safety</i>
Skin (lapisan I)	-	0,048929	<i>Failure criteria</i>
Skin (lapisan II)	-	0,04503	<i>Failure criteria</i>
Batang VTOL	0,67026	0,0392	<i>Failure criteria</i>
Spar atas	0,015004	0,023606	<i>Failure criteria</i>
Spar bawah	0,038788	0,031106	<i>Failure criteria</i>
Spar belakang	0,041559	0,025171	<i>Failure criteria</i>

4 Kesimpulan

Pada pembebanan gaya *lift* kedua struktur yaitu *sandwich styrofoam* dan *core* kayu balsa aman berdasarkan nilai *Failure Criteria (FC)* dan *Margin of Safety*, sedangkan pada beban *vertical take off core* kedua jenis struktur tersebut tidak aman karena nilai MS nya negatif, sedangkan struktur yang lain aman terhadap beban tersebut.

Apabila dibandingkan struktur *sandwich styrofoam* lebih kuat dari *core* kayu balsa pada pembebanan *vertical take off*, kecuali batang spar atas.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Junarto, R., Djurdjani, Permadi, F. B., Ferdiansyah, D., Admaja, P. K., Sholikin, A. R., ahmansani, R., (2020). *Pemanfaatan Teknologi Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Untuk Pemetaan Kadaster*, Bhumi, Jurnal Agraria dan Pertanahan, Vol. 6, No. 1, 105- 118.
- [2] Patra, Aswini Kumar, Patel, Kandarp, Bundela, Gourav Singh, Vinay. P. (2017). *Design and Development of Transition Autopilot for VTOL UAV*, International Journal Of Innovations In Engineering Research and Technology (IJERT), Vol. 4, Issue 6.
- [3] Sandilya, B. Vijay, Kumar K, Sachin, Kumar P, Sampath, Shyam Y, Santosh. (2014). *Design And 3D Modelling Of Vertical Take Off And Landing (VTOL) Tilt Quad Rotor RC Aircraft*, Proceedings of 5th SARC-IRF International Conference, Bangalore, India.
- [4] Joseph, J. K., Babu, A., (2015), *Design, Modal and Stress Analysis of Aircraft Composite Wing*, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Proceedings of ICESMART Conference, Volume 3, Issue 19, 2015.
- [5] Santoso, D. W., Saputra, W. E., (2020), *Analisis Statik Kekuatan Struktur Pesawat UAV Vertical Take Off-Landing VX-2*, Prosiding Seminar Nasional Teknologi Informasi dan Kedirgantaraan, Vol. 6, pp. 5-18
- [6] Santoso, D. W., Haryanto, K., (2019), *Pembuatan Prototipe Pesawat UAV Fixed Wing Hybrid Untuk Pemantauan Kepadatan Lalu Lintas*, Penelitian Internal STTA, 2019.
- [7] Niu, Michael C.Y, 2001, *Airframe Stress Analysis and Sizing*, Conmilit Press Ltd., Hongkong
- [8] Hadi, Bambang K., *Mekanika Struktur Komposit*. ITB.
- [9] Civil Aviation Safety Authority Australia, (2000). *Design Standards: Unmanned Aerial Vehicles – Aeroplanes*