

SIFAT MEKANIS MATERIAL KOMPOSIT PESAWAT UDARA TANPA AWAK

(MECHANICAL PROPERTIES OF COMPOSITES MATERIAL ON THE UNMANNED AERIAL VEHICLES)

Sasi Kirono
B2TKS BPPT
Pos El : sasi.kirono@yahoo.com

Abstrak

Sifat mekanis dibutuhkan pada material komposit komponen pesawat udara tanpa awak adalah kuat tarik dan modulus elastisitas dari material. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui sifat dan jenis material yang sesuai digunakan untuk komponen pesawat udara tanpa awak. Dalam tulisan ini membahas kuat tarik dan modulus elastisitas terhadap material struktur utama menggunakan metode standar uji ASTM D638-14. Nilai kuat tarik tertinggi pada struktur badan bawah sebesar 294,04 MPa. Hasil penelitian menunjukkan pada daerah struktur badan bawah diperlukan material dengan kekakuan yang cukup.

Kata Kunci : Kuat tarik, Modulus elastisitas, Komposit

Abstract

The mechanical properties composites material on the unmanned tactical aerial vehicles is given the tensile strength and modulus elasticity of the materials. The purpose of this study was to determine the effect of the behavior of the material properties on the unmanned tactical aerial vehicle component. This paper discussed tensile strength and modulus elasticity on the primary structure of material will be used ASTM D638-14. The bigger tensile strength on the lower fuselage is equal 294,04 MPa. The results of the examination show that the lower skin fuselage is will be good for the stiffness of structure.

Key Words: Tensile strength, Elastic modulus, Composites

1. PENDAHULUAN

Perkembangan dibidang perencanaan dan konsep dari beberapa penelitian terus meningkat dengan inovasi teknologi terutama dibidang transportasi kendaraan. Pesawat udara tanpa awak banyak digunakan untuk memonitor cuaca dan lingkungan. Pesawat tersebut menggunakan rangka kecil (*fuselage airframe*) yang dirangkai dengan mesin dibelakang dan diatas dirangkai sayap (*wing*) dilengkapi sepasang batang dan ekor V (*ekor V*) tanpa roda pendarat. Selain memonitor cuaca dan lingkungan pesawat dilengkapi IR sensor, radiometer, radar altimeter dan daya listrik. Pemakaian material selain baja seperti keramik, polimer plastik dan komposit selalu meningkat pemakaiannya pada bidang teknik transportasi kendaraan. Dimana rasio kekuatan terhadap berat diharapkan tinggi, sehingga diperlukan material yang ringan tetapi kekuatannya tinggi. Sifat kekuatan mekanis tarik dan modulus elastisitas material sangat mempengaruhi kekakuan pada struktur.

Komponen pesawat udara tanpa awak dengan struktur utama rangka badan pesawat yang kecil (*fuselage*) yang membawa mesin pesawat. Model pesawat dengan *fuselage* kecil [1] seperti terlihat pada Gambar 1-1. Badan rangka pesawat diperlukan cukup kaku, kokoh dan kuat agar material mampu mendukung beban pada kulit bagian atas yang menerima tegangan tarik akibat membawa mesin pesawat. Pesawat udara tanpa awak [2] mempunyai berat dan ukuran badan dan bentang sayap tertentu seperti Tabel 1-1. Bahan yang digunakan adalah serat *aramid* yang berupa *honeycomb* adalah produk terbuat dari kertas *Kevlar* atau yang setara agar dapat digunakan sebagai pelapis yang tahan panas terhadap resin *phenolic* yang berkemampuan tinggi digunakan dibidang penerbangan [3].

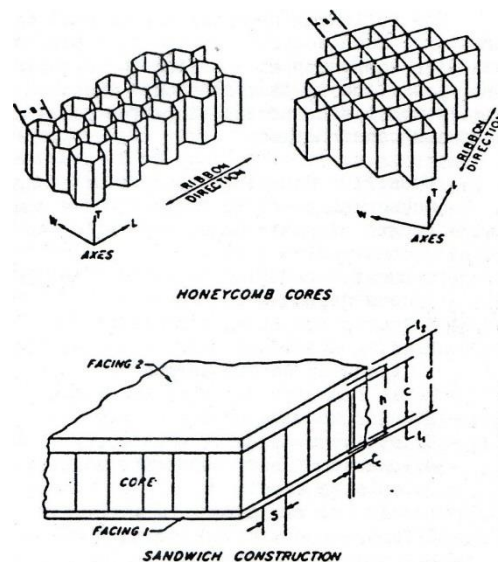


Gambar 1-1 Model pesawat A [1]

Tabel 1-1 Berat dan ukuran [2]

	Flying weight (kg)	Fuselage width (mm)	Wing span (mm)	Wing loading (g.dm ⁻²)	Stall-spin descent rate (m.s ⁻¹)	Max. cruising speed(km.h ⁻¹)
AR-6	4,96	251	2230	89,1		
SP-0		250	3000		7,5	350
SP-1	7,91	200	1940	159,8	11,2	368
SP-2		120	800		16,8	400

Untuk material *honeycomb* jenis *aramid* tersebut mempunyai sifat tahan api, sebagai resin tahan panas, rasio yang tinggi kekuatan terhadap beban, tahan korosi, mempunyai sifat dielektrik, isolasi panas, ketangguhan tinggi, ketahanan terhadap kelelahan dan *creep*, stabilitas panas yang baik, kerapatan dibawah 1,5 lb/ft³ serta cocok digunakan sebagai lapisan komposit. Material *honeycomb* [3] jenis *aramid* dapat digunakan untuk pesawat, rantai, penyekat, sayap tangki, rotor dan sudu serta panel. Material tersebut tersedia dalam bentuk blok atau potongan heksagonal dengan ukuran sel 1/8”- 1/4” dan kerapatan 1,8 pcf- 9,0 pcf. Material tersebut seperti terlihat pada Gambar 1-2.



Gambar 1-2 Sketsa struktur *cores* dan *sandwich* [3]

Pada material penguat serat bervariasi meluas sampai meliputi sifat mekanisnya. Kekakuan yang sangat tinggi dari serat karbon yang sangat efektif dalam menghentikan retak sehingga laju retakan akan mengecil serta mempunyai ketahanan lelah yang tinggi. Selama ini diupayakan pengembangan ketahanan lelah material selalu menjaga berat dan sifat mekanis yang baik.

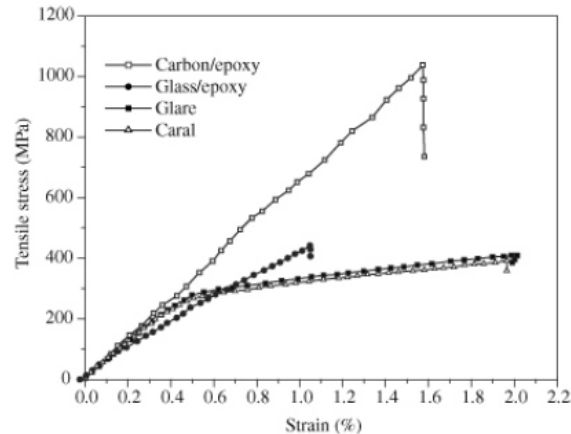
Produk Arall (*Aramid Reinforced Aluminum Laminates*) disebut Arall 1 adalah tipe yang diproduksi dengan menggunakan Aluminum 7075 sebagai pelapis dan Arall 2 adalah tipe dengan menggunakan Aluminum 2024 sebagai pelapis.

Kemudian ada tipe Glare (*Glass Reinforced*) yang memulai produksi komersilnya. Material Glare tersebut adalah mempunyai perbedaan saling berlawanan arah seratnya bersama perekat *epoxy* sebagai *prepraag* sebagai lapisan dianyam berbeda arah serat dengan lapisan paduan aluminum (aluminum alloy). Untuk Glare 2B-4/3.0,4 adalah jenis lapisan Glare mempunyai orientasi arah 45° mempunyai 4 lapisan aluminum dan 3 lapis serat /epoxy komposit yang setiap lapisan aluminum mempunyai ketebalan sekitar 0,4 mm.

Modulus Elastisitas E untuk serat karbon/ *Epoxy Composit* pada orientasi 0° adalah lebih tinggi dari lapisan komposit (0° lapisan serat komposit) bernilai sekitar 130 GPa dan 100 GPa , juga untuk karbon tinggi nilai modulus elastisitas E serat bernilai 220 GPa. Dilain pihak modulus elastisitas untuk serat karbon / *Epoxy Composit* mempunyai orientasi serat lebih 10° dibawah komposit *Caral*. Sifat serat karbon bersifat isotropi. Komposit *Glare*, *Carol* mempunyai modulus kekakuan G lebih tinggi

dibanding serat karbon /Epoxy Composit pada aluminum, nilai dari modulus kekakuan untuk komposit Glare adalah 18 GPa [4,5].

Kemudian berkembang FML (*Fiber Metal Laminates*) menggunakan Aramid dan Aluminum 7075-T361 dan epoxy resin [12]. Sifat mekanis kuat tarik dari FML dipengaruhi oleh komponen individu seperti tegangan regangan yang mempunyai hubungan elastis dari lapisan komposit dan aluminum sampai 2 % regangan dan kapasitas beban terhadap tegangan/ regangan aluminum didaerah plastis untuk ketangguhan dan sensitivitas. Bentuk kurva tegangan regangan dari beberapa material dapat dilihat pada Gambar 1-3.



Gambar 1-3 Korelasi Kuat Tarik terhadap Regangan [4]

Beberapa kombinasi antara kekakuan yang tinggi dan kekuatan dari lapisan komposit serta sifat dampak yang baik dari aluminum menunjukkan kemampuan yang baik dibidang penerbangan [4]. Pada FML sebagai ikatan antara lapisan serat karbon/ epoxy dan lapisan aluminum berperan dalam menyalurkan tegangan dalam komposit seperti rasio serat/ matrik Tabel 2-2 memperlihatkan hubungan kuat tarik pada serat karbon/ epoxy, serat gelas/ epoxy, Glare dan Carol.

Tabel 2-2 Kuat Tarik berbagai bahan [4]

No	Jenis	Kuat Tarik [MPa]	Regangan [%]	Modulus Elastisitas [GPa]
1	CF/E	1160 ± 37	1,74 ± 0,06	67,2 ± 4
2	GF/E	570 ± 17	1,18 ± 0,04	26,7 ± 2
3	Glare	380 ± 23	1,9 ± 0,1	55,3 ± 2
4	Carol	420 ± 29	1,6 ± 0,2	58,9 ± 2

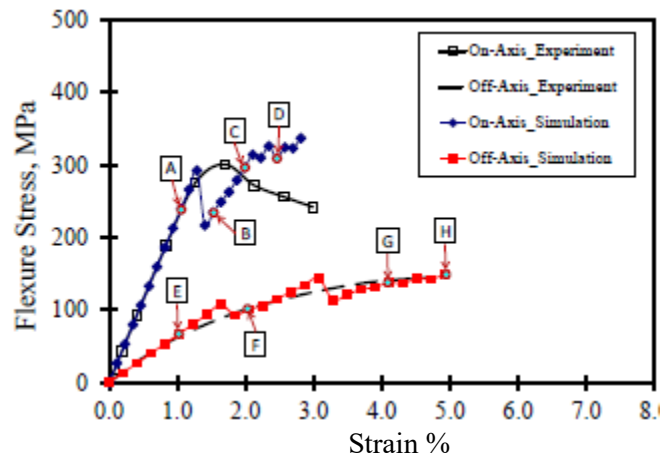
Kayu balsa (*Ochroma sp* atau *Acroma Bicalor* mempunyai berat jenis 0,29 kg/mm³ lentur tidak mudah lapuk yang menjadikan cocok sebagai bahan pesawat model [6]. Disamping itu banyak jenis kayu yang dapat pula dipakai sebagai bahan pesawat model, seperti kayu agalis, sengon dan randu. Namun kayu balsa tetap menjadi pilihan terbaik sampai sekarang karena ringan dan lentur. Karena sifat itu kayu balsa juga dapat digunakan untuk keperluan seperti pelampung kapal, perahu, bahan bangunan dan lainnya. Balsa memiliki sifat ringan dan lentur namun memiliki kekuatan tinggi, terutama pada bangunan jembatan dalam menyerap guncangan dan getaran. Kayu balsa berkualitas adalah kayu balsa yang lunak dan ringan, kayu yang seperti ini akan jadi sangat mudah dibentuk tanpa merusak kualitas kekuatannya. Dengan sifat unik seperti ini kayu balsa sangat diminati sebagai bahan utama berbagai macam bentuk maket seperti bangunan kapal, jembatan. Pecinta aeromodeling adalah tentunya sangat mengenal dan membutuhkan kayu balsa, sebab balsa adalah bahan utama pembuatan berbagai macam pesawat model.

Penggunaan *Carbon Reinforced Polimer (FRP)* komposit berkembang dengan cepat saat ini, karena yang menarik dari sifat fisik, mekanis dan termal. Beberapa pemakaian digunakan pada bangunan jembatan komposit, pipa oli dan gas serta sudu turbin. *Woven fabric composite* adalah bagian yang diminati oleh perekayasa dan peneliti karena relative tahan terhadap pengelupasan (*delaminasi*)

yang tinggi dan tahan impak (7). Meskipun demikian kerusakan FRP semakin kompleks khususnya jika pelapisan multi lapis. Sifat kerusakan tergantung beberapa faktor diantaranya pembebanan dan arah serat. Kualitas anyaman dan struktur serat komposit. Tipe kerusakan bentuk FRP termasuk serat putus, pengelupasan serat dan matrik. Salah satu teknik yang diusulkan berasal dari kerusakan awal komposit akibat pengelupasan dibanding untuk memperkuat komposit dengan CNT polimer matrik. Kuat tarik dan modulus elastisitas *carbon woven fibre composite* seperti Tabel 1-3 dan bentuk kurva tegangan lentur terhadap regangan pada material pelapis *carbon woven fabric composite* dapat dilihat pada Gambar 1-4. COOH-MWCNT adalah fungsional carboxyl lapisan dinding *carbon nano tubes* dalam lapisan *carbon woven fabric composite*.

Tabel 2.3 Kuat tarik dan Modulus Elastisitas Carbon Woven Fibre Epoxy Composite [7]

COOH-MWCNTs	Criterion	E (GPa)	σ_u (MPa)	T-3% (MPa.mm/mm)
0 wt% (neat)	Mean	21.70	320	6.70
	STD	0.7	11.93	0.25
0.5 wt%	Mean (% increase)	20.40 (-6%)	348 (8%)	6.96 (3.9%)
	STD	0.61	6.24	0.52
1.0 wt%	Mean (% increase)	19.33 (-10%)	340 (6%)	6.77 (1.04%)
	STD	0.85	23.90	0.45
1.5 wt%	Mean (% increase)	20.40 (-6%)	344 (7%)	6.94 (3.48%)
	STD	0.82	29.28	0.36



Gambar 1-4. Korelasi tegangan lentur terhadap regangan pada carbon woven fibre [7].

Penggunaan polimer pada proses pada reaksi *isocyanate* alkohol menghasilkan rumusan urethane . Sedangkan proses reaksi *polyhydroxy* material yang akan bereaksi dengan *polyisocyanates* sampai mencapai *polyurethanes* akan merupakan bagian polymer yang berupa bahan berbentuk serat. Bagian polimer ini berbentuk material serat dalam bentuk poliester dan polyamide tanpa reaksi kondensasi tetapi meliputi perubahan dari atom hidrogen yang menjadi pertimbangan dalam pembentukan polymerisasi.

Penguatan dengan menggunakan *polyurethane* memperlihatkan sifat mekanis kuat tarik dan kekerasan pada proses campuran dalam pembuatan *polyurethane* material dasar karet hitam, material dasar karet coran, karet alam hitam atau nitril karet hitam. Nilai kekuatan tarik berkisar 38- 20,7 MPa, sedangkan kekerasan berkisar 87 – 66 HB.

Polyurethanes [8,9] dibentuk oleh pereaksi sebuah monomer yang mengandung setidaknya mengandung dua gugus fungsional isosianat dengan monomer lainnya yang mengandung setidaknya dua gugus alkohol dalam sebuah katalis. Keunggulan *polyurethane* adalah berbentuk cairan yang disemprotkan ke media aplikasi yang diinginkan. Berat jenis *polyurethane* sekitar 36 kg/m³ . Nilai koefisien rambat panas 0,017 sehingga media setelah dilapisi kapasitas panas yang diteruskan kesuatu bangunan sangat sedikit. Material *polyurethane* memiliki sifat tidak menghantarkan panas. Polyurethane disemprotkan ke setiap bagian yang langsung bersinggungan dengan sinar matahari.

Beberapa sifat dari Vulkollan tipe *Polyurethane cast rubber* dan *black- reinforced polyurethane rubber* dengan proses teknik konvensional dibandingkan dengan *black- reincorced natural* dan *nitrile rubbers* seperti pada Tabel 1-4.

Tabel 1-4 Perbandingan sifat dari *polyurethane*, *nitrile* dan *natural rubber* [8].

	<i>Polyurethane row rubber+black</i>	<i>Polyurethane casting rubber</i>	<i>Natural rubber + black</i>	<i>Nitril rubber + black</i>
Kuat tarik [MPa]	38	37	24,8	20,7
Regangan [%]	640	700	460	363
Resilience [%]	56	69	64	46
Kekerasan [HB]	86	86	66	74
Kuat sobek [MPa]	7,2	10,8	10	5,6
Tahanan abrasi[cm ³]	15	16	128	70
Campuran <i>Alphatic</i> [%]	3	6	150	3
Hidrokarbon <i>Aromatic</i> [%]	77	79	200	141
Hidrokarbon <i>trichloroethylene</i> [%]	95	120	330	152
Pelumasan [%]	0	0	330	0

Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui sifat dan jenis material yang sesuai digunakan untuk komponen pesawat udara tanpa awak. Pada kendaraan pesawat ini diamati sifat material terhadap komponen badan (*fuselage*) yang kecil agar mampu membawa mesin, menggunakan sayap dan struktur sepasang batang (*tail boom*).

Penggunaan material dengan struktur sarang tawon (*honey comb*) menjadi salah satu struktur yang dapat dipertimbangkan. Struktur yang berbentuk material serat, *styro foam* dan kayu juga menjadi usulan dalam pemilihan material. Penguatan untuk membuat kaku dan kokoh pada struktur sayap menggunakan material kayu.

2. METODOLOGI

Material yang digunakan untuk pesawat udara tanpa awak dilakukan pengamatan banding pada komponen pesawat udara terhadap sifat ketahanan mekanis material dengan melakukan pengujian kuat tarik dan modulus elastisitas untuk bahan polimer plastik.

Penelitian ini menggunakan metodologi pendekatan banding sifat mekanis material komposit dilakukan dengan pengujian kuat tarik. Standar yang digunakan dalam penelitian ini menggunakan metode pengujian tarik ASTM D638-14 uji tarik untuk bahan polimer komposit [10].

Metode penelitian yang digunakan dalam merencanakan dan mengembangkan diperlukan sifat karakteristik mekanis material yang memenuhi fungsi dengan baik, kuat aman dan ekonomis, diperlukan pengujian sifat kekuatan tarik terhadap benda uji.

Kuat tarik ialah kekuatan ketahanan (*strength*) material dalam menerima beban gaya tarik dari luar. Identifikasi jenis material dilakukan disebagian besar struktur utama komponen dan pengujian tarik dilakukan dengan membuat benda uji tarik bahan polimer plastik atau komposit.

Pada pesawat udara tanpa awak sebagian komponen yang akan diteliti diambil untuk dipersiapkan sebagai specimen benda uji tarik. Komponen-komponen pesawat tersebut adalah *Front Fuselage Upper skin*, *Front Fuselage Lower skin*, *Inner Wing*, *Tail Boom*, *Outer Wing*, *Tail Unit*. Benda uji tarik tipe V tersebut mempunyai ukuran 9,53 x 3,18 x 0,63 (rata²) mm berjumlah 3 (tiga) buah yang hasil nilai rata-ratanya seperti terlihat pada Table 3.1. Specimen benda uji tarik dikondisikan pada temperature 23 ± 2°C dan kelembaban 50 ± 5 % RH selama 40 jam.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada komponen 1 *Front Fuselage Upper skin* terdiri dari tiga lapisan *carbon fiber*, *honey comb* dan *glass fibred an* komponen 2 *Front Fuselage Lower skin* terdiri dari dua lapisan *carbon fiber* dan *glass fiber*. Komponen 3 *Inner Wing* terdiri tujuh lapis material bagian dalam *Unidirectional carbon*

fiber, Epoxy, Kayu balsa, Epoxy, Polyurethane foam, Woven carbon fiber dan Gel coat isoprene polyester resin dibagian luar. Komponen 4 Tail Boom terdiri dari empat lapis Epoxy Resin, Carbon Fiber, Glass Fiber, Woven Carbon Fiber. Komponen 5 Outer Wing dan komponen 6 Tail Unit terdiri dari tujuh lapis material bagian dalam Unidirectional carbon fiber, Epoxy, Kayu balsa, Epoxy, Polyurethane foam, Woven carbon fiber dan Gel coat isoprene polyester resin dibagian luar. Data dan hasil pengujian tarik pada beberapa komponen pesawat udara tanpa awak seperti terlihat pada Tabel 3-1 berikut ini.

Tabel 3-1 Kuat Tarik dan Modulus Elastisitas

	Komponen	σ_u - Kuat tarik [MPa]	E- Modulus Elastisitas [MPa]
1	Front Fuselage- Upper skin	226,37	25.669,17
2	Front Fuselage- Lower skin	294,04	25.000
3	Inner Wing	24,62	
4	Tail Boom	813,29	127.296,88
5	Outer Wing	24,62	
6	Tail Unit	24,62	

Pembahasan/ Analisa dilakukan pada komponen *Front Fuselage Upper skin*, *Front Fuselage Lower skin*, *Inner Wing*, *Tail Boom*, *Outer Wing*, *Tail Unit*. Komponen *Front Fuselage- Upper skin* meliputi tiga lapisan *carbon fiber*, *honey comb* dan *glass fibre*. Pada material tersebut diharapkan mempunyai kekuatan dan kekakuan yang cukup. Material foam, balsa dan sarang tawon berpenguat plastik (*reinforce plastic honeycomb*) merupakan material *non metallic core*. Material foam secara luas dan umum mempunyai sifat relative berkekuatan rendah dibanding material *core* lainnya. Isolasi termal sifat dari foam serta peletakan kontur membuat menarik pemakaian material *core*. Sifat kekuatan tinggi dari struktur honeycomb dan isolasi panas dari foam kerapatan rendah menjadi keuntungan dari isolasi berkekuatan tinggi dari material *core*. Dasar perencanaan yang diperlukan diantaranya permukaan *sandwich* mempunyai ketebalan yang cukup untuk menerima tegangan akibat beban yang direncanakan. Untuk bentuk *core* harus cukup tebal dan kaku terhadap tegangan geser serta kuat terhadap tekukan *sandwich* seperti lenturan atau kerusakan akibat tegangan geser terhadap beban rancangan. *Core* diharapkan mempunyai cukup modulus elastisitas *fuselage* dan *sandwich* mempunyai cukup permukaan tarik dan kekuatan tekan untuk menahan puntiran akibat beban rancangan. Jika bentuk *honeycomb* atau material korosi harus dijaga permukaan ukuran *cell* atau jarak antara permukaan cukup kecil akibat beban.

Komponen pesawat menggunakan fuselage yang pendek 251 mm sampai 120 mm [4] dengan material *honeycomb*. Pada komponen *Front Fuselage Upper skin* (tebal) mempunyai hasil pengujian kuat tarik $\sigma_u = 226,37$ MPa dengan modulus elastisitas $E = 25.669,17$ MPa. Penggunaan tiga lapisan material *Carbon Fiber(CF)* $\sigma_u = 1160$ MPa, $E = 67,2$ GPa, *Honeycomb* dan *Glass Fiber(GF)* $\sigma_u = 570$ MPa, $E = 26,7$ GPa [4] yang digunakan pada komponen *Front fuselage upper skin* dengan nilai E modulus elastisitas mendekati hasil pengujian.

Komponen *Front Fuselage Lower skin* (tipis) menggunakan struktur *sandwich* dengan lapisan perekat pada permukaan *core*. Pada konstruksi kulit dipermukaan diharapkan tahan terhadap beban momen lentur dan mempunyai kekakuan geser yang cukup. Mempunyai hasil pengujian kuat tarik $\sigma_u = 294,04$ MPa dengan modulus elastisitas $E = 25.000$ MPa. Penggunaan material *Carbon Fiber (CF)* $\sigma_u = 1160$ MPa, $E = 67,2$ GPa dan *Glass Fiber(GF)* $\sigma_u = 570$ MPa, $E = 26,7$ GPa [4] yang digunakan pada komponen *fuselage- Lower skin* masing masing nilai E modulus elastisitas mendekati hasil pengujian. Nilai kekakuan EI menjadi pertimbangan memperoleh kekakuan struktur yang diinginkan, dimana E modulus elastisitas material (N/mm^2) dan I adalah momen inersia luas penampang (mm^4). Modulus elastisitas teori menurut [4] $E_{CF} = 67,2$ GPa, sedangkan hasil pengujian $E_{CF} = 25$ GPa mempunyai perbedaan 63% lebih rendah terhadap teoritis. Apabila menggunakan modulus elastisitas teori $E_{GF} = 26,7$ GPa [4] sedangkan hasil pengujian $E_{GF} = 25$ GPa mempunyai perbedaan 0,06% mendekati hasil uji.

Komponen *Inner Wing* yang panjang bentang sayap 2230 mm sampai 800 mm dirancang agar kuat menerima beban operasi selama terbang. Sifat ulet mudah dibentuk kontur *air foil* dari kayu balsa yang lentur, kuat menahan momen lentur yang terjadi serta mempunyai kekakuan geser yang cukup. Nilai hasil uji kuat tarik sebesar $\sigma_u = 24,62$ MPa. Penggunaan material bagian dalam dengan

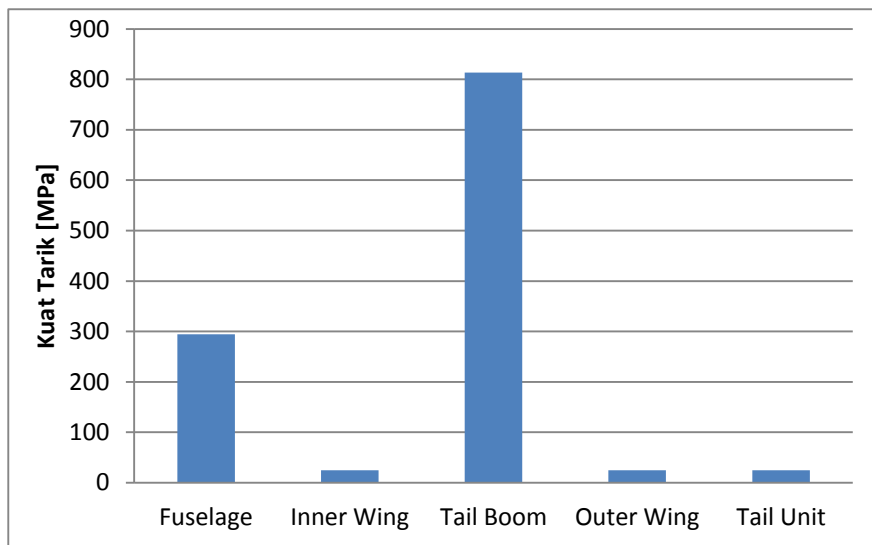
Unidirectional carbon fiber(UCF), Epoxy(Ep), Kayu Balsa(KB), Epoxy(Ep), Polyurethane foam(PUF) $\sigma_u=38$ MPa, *Glass Fiber(GF), Woven carbon fiber(WCF)* $\sigma_u=320$ MPa, $E=21,70$ GPa [7], *Gel coat Isoprene polyester(GC)* dibagian luarnya, yang digunakan pada komponen *inner wing* masing dengan nilai mendekati hasil uji. Material *Polyurethane foam (PUF)* dapat digunakan sebagai pelapis bahan plastik *polyurethane* pada permukaan yang dapat meningkatkan kekerasan material [8].

Komponen *Tail Boom* harus mampu menahan beban lentur, mempunyai hasil pengujian kuat tarik $\sigma_u= 813,29$ MPa dengan modulus elastisitas $E= 127.296,88$ MPa. Penggunaan material *Epoxy resin(Ep) $\pm 45,07\%$, Carbon Fiber(CF) $\pm 24,9\%$, Glass Fiber (GF) $\pm 30,02\%$* dan dua lapisan terluar *Woven carbon fiber(WCF)* $\sigma_u=320$ MPa, $E=21,70$ GPa [7] yang digunakan pada komponen Tail Boom yang mempunyai nilai kuat tarik dan modulus elastisitas yang lebih tinggi. Nilai kekakuan EI menjadi pertimbangan memperoleh kekakuan struktur yang diinginkan, dimana E modulus elastisitas material (N/mm^2) dan I adalah momen inersia luas penampang (mm^4). Modulus elastisitas teori $E_{WCF} = 21,7$ GPa [7] sedangkan hasil pengujian $E_{WCF} = 127,3$ GPa mempunyai perbedaan 4,8 kali lebih tinggi.

Komponen *Outer Wing* mempunyai hasil pengujian kuat tarik $\sigma_u= 24,62$ MPa dengan material seperti Center wing, bersifat ulet mudah dibentuk kontur *air foil* dari kayu balsa yang lentur, kuat menahan momen lentur yang terjadi serta mempunyai kekakuan geser yang cukup. Menggunakan material pelapisan bagian dalam dengan *Unidirectional carbon fiber(UCF), Epoxy(Ep), Kayu Balsa(KB), Epoxy(Ep), Polyurethane foam(PUF)* $\sigma_u=38$ MPa, *Glass Fiber(GF), Woven carbon fiber(WCF)* $\sigma_u=320$ MPa, $E=21,70$ GPa [7], *Gel coat Isoprene polyester(GC)* dibagian luarnya, yang digunakan pada komponen *Outer wing* masing masing mendekati hasil pengujian.

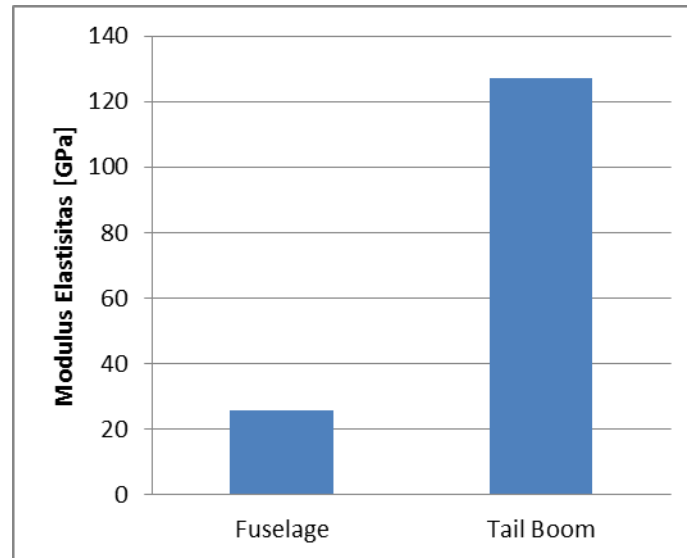
Komponen *Tail Unit* cukup kuat menahan tekukan dan kaku. Mempunyai hasil pengujian kuat tarik $\sigma_u= 24,62$ MPa dengan material seperti *Inner Wing* menggunakan material bagian dalam dengan *Unidirectional carbon fiber(UCF), Epoxy(Ep), Kayu Balsa(KB), Epoxy(Ep), Polyurethane foam(PUF)* $\sigma_u=38$ MPa, *Glass Fiber(GF), Woven carbon fiber(WCF)* $\sigma_u=320$ MPa, $E=21,70$ GPa [7], *Gel coat Isoprene polyester(GC)* dibagian luarnya, yang digunakan pada komponen *Tail Unit* masing masing mendekati hasil pengujian. Nilai pengujian kuat tarik pada beberapa komponen pesawat terbang tanpa awak seperti terlihat pada Gambar 3-1 .

Pengamatan pada beberapa komponen memperlihatkan *Front Fuselage* terutama *Lower skin* (tipis) mempunyai kuat tarik $\sigma_u= 294,04$ MPa yang lebih tinggi dibandingkan komponen lainnya. Untuk komponen *Tail Boom* berkekuatan tarik $\sigma_u= 813,29$ MPa, memungkinkan dilakukan melalui proses *pultrusion* pada material serat gelas atau serat karbon untuk mendapatkan kekuatan yang tinggi. Dengan perlakuan tersebut kekuatan tarik arah longitudinal dapat mencapai $\sigma_u= 900$ MPa, dan kuat tarik arah transversal mencapai $\sigma_u= 200$ MPa [11].



Gambar 3-1 Kuat tarik beberapa komponen pesawat terbang tanpa awak.

Sedangkan nilai modulus elastisitas pada komponen rangka badan (*fuselage*) dan batang ekor (*tail boom*) pada pesawat terbang tanpa awak terlihat pada Gambar 3-2 berikut ini.



Gambar 3-2 Modulus Elastisitas pesawat terbang tanpa awak.

Modulus elastisitas komponen *Tail Boom* lebih tinggi dari komponen *Fuselage* untuk mendapatkan modulus kekakuan EI yang cukup besar, agar mengurangi lenturan (*defection*) yang terjadi pada struktur pesawat terbang tanpa awak.

4. KESIMPULAN

Dari penelitian Sifat Mekanis Material Komposit Pesawat Udara Tanpa Awak adalah sebagai berikut setiap komponen pesawat memiliki sifat mekanis tarik dan modulus elastisitas dari material komposit. Komponen *Front Fuselage Upper skin* meliputi tiga lapisan *carbon fiber*, *honey comb* dan *glass fibre* mempunyai modulus elastisitas terbesar $E= 25.699,17$ MPa dengan kuat tarik $\sigma_u= 226,37$ MPa. Pada komponen *Front Fuselage Lower skin* berlapis *carbon fibre* dan *glass fibre* mempunyai kuat tarik terbesar $\sigma_u= 294,04$ MPa. Komponen *Tail boom* meliputi lapisan terluar material *woven carbon fibre* dan *epoxy resin*, *carbon fibre* dan *glass fibre* mempunyai modulus elastisitas terbesar $E= 127.296,88$ MPa dan kuat tarik $\sigma_u= 813,29$ MPa. Komponen *Inner Wing* material bagian dalam dengan *Unidirectional carbon fiber*, *Epoxy*, Kayu Balsa, *Epoxy*, *Polyurethane foam*, *Glass Fibre*, *Woven carbon fibre*, *Gel coat Isoprene polyester* dibagian luarnya mempunyai kuat tarik $\sigma_u= 24,62$ MPa. Sebagian besar komponen pesawat udara tanpa awak mempunyai nilai hasil pengujian kuat tarik dan modulus elastisitas mendekati hasil pengujian kecuali *Tail boom*.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih diucapkan kepada Kepala B2TKS dan Kabid. KS dan KM atas fasilitas dan dukungan dalam melakukan kegiatan penelitian.

PERNYATAAN PENULIS

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

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Inove J, Curry J.A., Malasnik J.A, *Application of Aerosonde to Melt Pond Obsevation over Arctic Sea Ice*, American Metrological Society, Aeroresistence Research, Penang , Malaysia, ,2008. Tersedia di: <http://creativecommons.org/licenses/Gy/4.0/>, diakses Mei 2015.
- 2) Poh.C.K, Poh.C.H, *Concept of Spinsonde for Multi Cycle Measurementof Vertical Wind Profice of Tropical Cylones*, Open Journal of Applied Science, 2015.
- 3) <http://www.scirp.org/journal/ojapps> tersedia di: <http://dx.doi.org/10.4236/ojapps201554015> diakses Mei 2015.
- 4) Bruhn E.F, *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*, Cincinnati, Ohio Printed, USA, 1973.

- 5) Botelho. E.C, Silva.R.A Pardini.L.C. Rosende.MC, *Review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for air craft structures*, Material Research Vol 9 No 3, CT Sao Jose Dos, 2006, tersedia di: <http://dx.doi.org/10.1590/S 1516-1439006000300002>, diakses Mei 2015.
- 6) Callister, William D., *Materials Science and Engineering*, John Wiley & Sons, Inc, New York, 2014.
- 7) Amri.D, *Manfaat Balsa untuk model pesawat*, 2013. tersedia di: <http://kayu.balsa.com/kegunaan%20kayu%20balsa>, diakses Mei 2015.
- 8) Soliman.E, Kondil.U, Toha.M.R, *Improve Strength Toughness of Carbon Woven Fibric Composite with Functionalized MWCNTs*, Journal Material, 2014, tersedia di: www.mdpi.com/journal/materials, diakses Mei 2015.
- 9) Brydson.J.A, *Plastics Materials*, Mansel Book, London, 2007.
- 10) Internet, *Polyurethane*, Tersedia di : <http://wwwstudiosatuApaitu.polyurethane.wordpress.com2008>, diakses Mei 2014.
- 11) ASTM D638-14, *Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics*, 2014.
- 12) Internet, *Pultrusion*, tersedia di: <http://www.pultruders.com/en/pultrusion.html>, diakses Mei 2015.
- 13) Internet, *Honeycomb*, tersedia di: <http://www.plascore.com/honeycomb>, diakses Mei 2015.