

**KAJIAN EKSPERIMENTAL TENSILE PROPERTIES KOMPOSIT
POLIESTER BERPENGUAT SERAT KARBON SEARAH HASIL
MANUFAKTUR VACUUM INFUSION SEBAGAI
MATERIAL STRUKTUR LSU
(AN EXPERIMENTAL STUDY OF POLYESTER COMPOSITE TENSILE
PROPERTIES REINFORCED UNIDIRECTIONAL CARBON FIBER
MANUFACTURED BY VACUUM INFUSION FOR LSU MATERIAL)**

Kosim Abdurohman¹ dan Aryandi Marta

Pusat Teknologi Penerbangan

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional

Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor 16350 Indonesia

¹e-mail: kosim.abdurohman@lapan.go.id

Diterima 31 Mei 2016; Direvisi 20 Juni 2016; Disetujui 21 Juni 2016

ABSTRACT

Vacuum infusion is a manufacturing method to improve mechanical properties of composite. Before apply this in LSU structure, it should be experimented using tensile test to know mechanical properties of the composite. Tensile test is an experimental to know tensile strength, modulus of elasticity, and failure modes of composite. Experimental process of CFRP composite using unidirectional carbon fiber and polyester matrix was done using vacuum infusion technology, start from specimens preparation until testing steps. Manufacturing results gave the values of composite density and thickness; mass and volume fraction of fiber and matrix materials. Specimens and testing process are refer to ASTM D3039 tensile test standard for composite matrix polymers. The testing results showed 1011.67 MPa ultimate tensile strength, 59074.96 MPa modulus of elasticity, and SGV (long splitting, gage, various) failure mode .

Keywords: VARTM, Tensile strength, Modulus elastisitas, Failure mode

ABSTRAK

Vacuum infusion merupakan salah satu metode manufaktur yang digunakan untuk meningkatkan sifat mekanik komposit. Untuk mengaplikasikan metode ini dalam pembuatan struktur LAPAN *Surveillance* UAV (LSU), perlu diketahui terlebih dahulu sifat mekanik dari komposit hasil metode ini secara eksperimen. Salah satu eksperimen yang dilakukan yaitu pengujian tarik untuk mendapatkan *tensile strength*, modulus elastisitas, dan *failure mode* yang terjadi pada komposit. Eksperimen dilakukan terhadap komposit CFRP menggunakan material serat karbon searah (UD) 0° dan matriks poliester dibuat dengan metode *vacuum infusion* mulai dari tahap preparasi sampai tahap pengujian. Dari hasil manufaktur didapat nilai densitas dan ketebalan komposit serta fraksi massa dan fraksi volume material penyusun komposit. Spesimen dan proses pengujian mengikuti standar ASTM D3039 yang merupakan standar pengujian tarik untuk komposit dengan matriks polimer. Hasil pengujian menunjukkan nilai *ultimate tensile strength* 1011,67 MPa, modulus elastisitas 59074,96 MPa, dan *failure mode* SGV (Long Splitting, Gage, Various).

Kata kunci: VARTM, *Tensile strength*, Modulus elastisitas, *Failure mode*

1 PENDAHULUAN

Komposit merupakan kombinasi makroskopik dari dua atau lebih material, yang memiliki sifat yang berbeda dari material penyusunnya (Bakir B. Dan Hashem H., 2013). Komposit yang banyak digunakan sebagai struktur pesawat, kapal laut, otomotif dan lainnya merupakan komposit dengan resin termoseting berpenguat serat kontinyu (Yeung dan Rao, 2014). Resin yang termasuk kedalam termoseting diantaranya epoxy dan poliester. Material komposit telah banyak digunakan dalam industri penerbangan karena memiliki sifat mekanik yang unggul dan struktur yang ringan, salah satunya adalah *Carbon Fiber Reinforced Polymers* (CFRP). CFRP banyak diteliti untuk dikembangkan, khususnya pada industri pesawat terbang, karena memiliki sifat-sifat khusus yang unggul dan struktur yang ringan yang dapat memberikan keuntungan secara ekonomi (Blas and Fernandez, 2001). Kebanyakan komposit yang diproduksi untuk keperluan komersial menggunakan matriks polimer dengan penguat serat tekstil seperti glass, aramid, dan karbon (Goren dan Atas, 2008). Komposit

Ada beberapa metode yang digunakan dalam pembuatan komposit

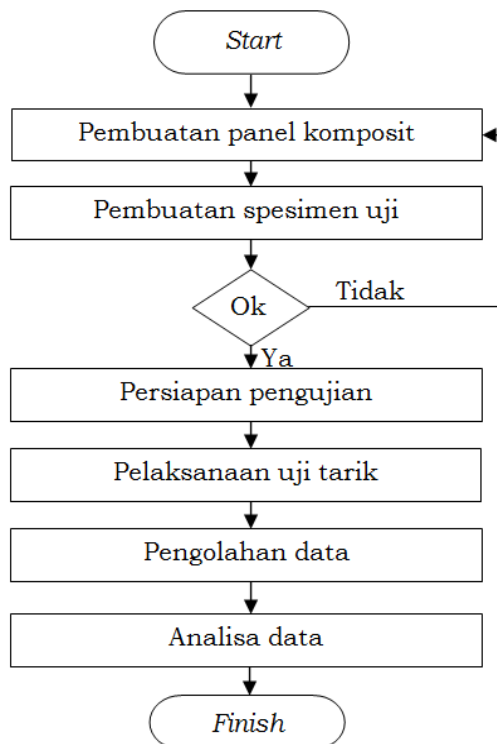
seperti manual *hand lay up*, *vacuum bagging*, *vacuum infusion*, *resin transfer moulding*, *prepreg autoclave* dan sebagainya. Beberapa dekade terakhir, proses *resin infusion* telah menjadi populer untuk manufaktur struktur komposit dengan matriks polimer. Proses *resin infusion* merupakan alternatif teknik dengan biaya lebih rendah dibanding teknik manufaktur *autoclave*. Sebagai contoh, dengan proses *resin infusion* memungkinkan untuk memproduksi *part* yang kompleks dan tebal dengan sifat mekanik yang sangat bagus dan *waste* lebih sedikit dibanding metode tradisional (Wang et al., 2011). Salah satu contoh aplikasi metode ini yaitu suksesa percobaan pembuatan *vertical stabilizer* pesawat Mitsubishi Regional Jet oleh Mitsubishi Heavy Industries (MHI, Ltd.) Jepang (Yamashita et al., 2008).

Pusat Teknologi Penerbangan-LAPAN telah menerapkan aplikasi material CFRP pada beberapa bagian struktur LAPAN *Surveillance* UAV (LSU) menggunakan metode *hand lay up* manual laminasi basah. Metode ini memiliki kekurangan diantaranya peresapan resin terhadap serat yang kurang sempurna, dan pemberian resin yang tidak dapat dikontrol sehingga memungkinkan terjadinya *overweight* akibat kelebihan

resin maupun ketebalan yang tidak seragam dari satu produk karena proses laminasi masih manual. Hasil manufaktur dengan metode ini sangat dipengaruhi oleh *skill* teknisi sehingga hasilnya sering tidak konsisten antara produk pertama dan berikutnya maupun antara produk satu teknisi dengan teknisi lainnya. Oleh karena itu, maka dipandang perlu untuk meningkatkan metode manufaktur komposit menggunakan *vacuum infusion*. Akan tetapi, sebelum mengaplikasikan metode ini terhadap struktur LSU, perlu dilakukan karakterisasi sifat-sifat mekanik, khususnya sifat tarik dengan melakukan uji tarik. Pengujian tarik (*tensile test*). Pengujian tarik biasa dilakukan dalam dunia penerbangan bertujuan untuk mendapatkan nilai *tensile strength*, modulus elastisitas, dan *failure mode* yang terjadi pada komposit (Paiva et al., 2006).

2 EKSPERIMENTAL

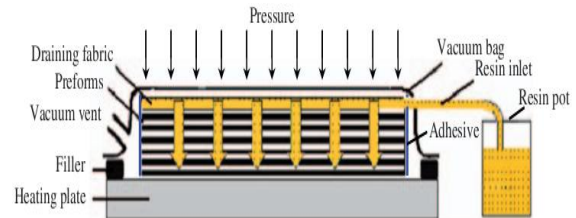
Prosedur yang dilakukan dalam penelitian ini dapat dilihat pada *flow chart* (Gambar 2-1)



Gambar 2-1: Prosedur penelitian

2.1 Pembuatan Panel Komposit dan Spesimen Uji

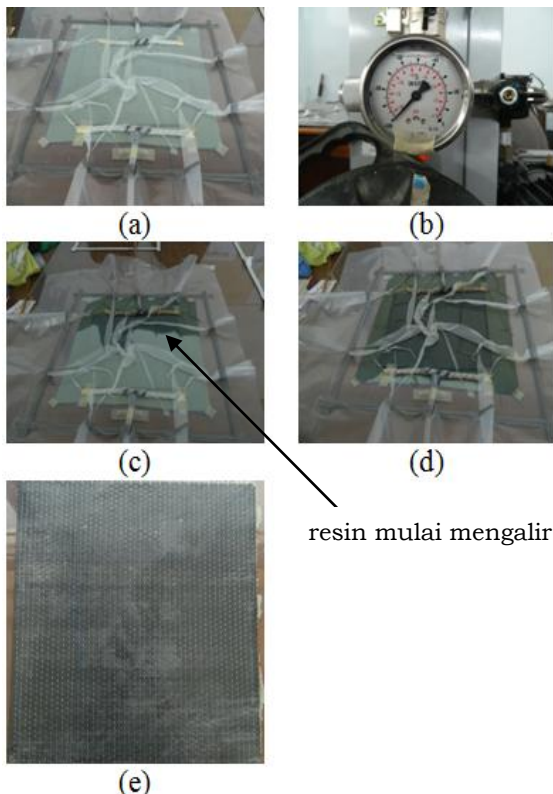
Panel komposit dibuat dengan metode *vacuum resin infusion*. Proses *vacuum infusion* merupakan teknik manufaktur menggunakan tekanan *vacuum* untuk mengalirkan resin kedalam *laminat* (lapisan-lapisan serat). Material serat diletakkan kedalam cetakan dan dilakukan pemakuan sebelum resin dialirkan. Ketika kondisi *vacuum* telah tercapai, resin dihisap kedalam *laminat* lewat pipa yang terpasang pada area *vacuum*. Skema manufaktur komposit dengan metode ini dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Proses *vacuum infusion* (Wang et al., 2011)

Pada penelitian ini komposit dibuat menggunakan material empat lapis serat karbon *unidirectional* (searah) 0° yang memiliki massa per satuan luas 300 g/m^2 , densitas $1,42 \text{ g/cm}^3$ sebagai *reinforcement* dengan massa total 96 gram dan resin poliester dengan densitas $1,07 \text{ g/cm}^3$, viskositas $155,92 \text{ cPs}$ sebagai matriks. Komposit dibuat pada kondisi *vacuum* dengan tekanan -100 kPa . Proses manufaktur panel komposit dapat dilihat pada Gambar 2-3.

Berbeda dengan *hand layup* manual, pada proses *vacuum infusion* semua *ply* serat ditumpuk terlebih dahulu pada cetakan dengan diberi perekat *spray aerosil* pada tiap lapis serat agar serat tidak bergeser saat di-*vacuum*. Di atas lapisan serat ditutup dengan *peel ply* yang telah diolesi *release agent* kemudian di atasnya ditaruh *flow mesh* sebagai media alir resin kemudian ditutup dengan *bagging film*.



Gambar 2-3: Proses manufaktur komposit menggunakan metode *vacuum infusion*

Gambar 2-3 (a) menunjukkan *setting* area laminasi panel komposit dalam kondisi *vacuum* dengan tekanan -100 kPa (-1 bar) seperti ditunjukkan Gambar 2-3(b). Gambar 2-3(c) menunjukkan resin mulai mengalir membasahi area laminasi dan Gambar 2-3(d) menunjukkan area laminasi serat sudah terbasahi semua oleh resin. Hasil manufaktur panel komposit ini dapat dilihat pada Gambar 2-3(e) dengan berat 127,58 g.

Ada beberapa parameter yang perlu ditentukan untuk mengetahui sifat fisik komposit hasil manufaktur *vacuum infusion* ini. Parameter tersebut meliputi massa jenis komposit, ketebalan komposit, fraksi massa serat dan resin, serta fraksi volume serat dan resin.

2.1.1 Densitas dan Ketebalan Komposit

Massa jenis ditentukan secara eksperimental menggunakan densitometer presisi. Alat ini digunakan untuk menentukan densitas benda padat

maupun cair secara otomatis dengan menggunakan prinsip hukum archimedes sebagai berikut.

$$\rho_c = \frac{w_c}{w_c - w_i} \rho_w \quad (2-1)$$

Keterangan:

ρ_c = densitas komposit (g/cm³),

w_c = massa komposit (g),

w_i = massa komposit saat tenggelam di air (g), dan

ρ_w = densitas cairan yang digunakan (g/cm³).



Gambar 2-4: Pengukuran densitas

Gambar 2-4(a) menunjukkan penimbangan komposit di udara dan Gambar 2-4(b) menunjukkan penimbangan komposit di dalam air. Dari hasil eksperimental diperoleh nilai densitas komposit serat karbon UD 0°/poliester hasil *vacuum infusion* 1,25 g/cm³.

Untuk menentukan ketebalan *laminate* komposit dapat dihitung secara teoritis maupun diukur secara langsung. Untuk perhitungan ketebalan secara teoritis dapat menggunakan persamaan 2-2 dan 2-3 (Quinn, 2002).

$$t = \frac{m_f}{\rho_f \times V_f} \quad (2-2)$$

Keterangan:

t = ketebalan *laminate* komposit (mm),

m_f = massa serat (kg/m²),

ρ_f = densitas serat (g/cm³),

V_f = fraksi volume serat (%).

Fraksi volume serat dapat dihitung berdasarkan tekanan yang diberikan pada saat manufaktur.

$$V_f = K_1 + K_2 \sqrt{P} \quad (2-3)$$

Keterangan:

$K_{1,2}$ = konstanta dan

P = tekanan (bar).

Berikut daftar persamaan fraksi volume untuk beberapa material serat.

Tabel 2-1: PERSAMAAN FRAKSI VOLUME UNTUK BEBERAPA SERAT (Quinn, 2002)

Material	Persamaan
<i>E-glass continous strand mat</i>	(a) $V_f = 8.56 + 15.49\sqrt{P}$
<i>E-glass chopped strand mat</i>	(b) $V_f = 20 + 14.69\sqrt{P}$
<i>E-glass roving</i>	(c) $V_f = 32 + 23.96\sqrt{P}$
<i>E-glass woven fabric</i>	(d) $V_f = 40 + 14.37\sqrt{P}$ (2-4)
<i>Kevlar fabric</i>	(e) $V_f = 47 + 16.29\sqrt{P}$
<i>Unidirectional carbon cloth</i>	(f) $V_f = 34 + 25.55\sqrt{P}$
<i>+/-45 Carbon fibre fabric</i>	(g) $V_f = 35 + 16.29\sqrt{P}$

Untuk serat karbon yang digunakan dalam penelitian ini maka perhitungan ketebalan teoritis tiap lapis serat dapat menggunakan persamaan (2-4) (f) sehingga persamaan 2-2 menjadi:

$$t = \frac{m_f}{\rho_f x (34 + 25.55\sqrt{1bar}) \%}$$

$$t = \frac{0.3 \left(\frac{kg}{m^2} \right)}{1.42 \left(\frac{g}{cm^3} \right) x (0.596)}$$

$$t = 0,35 \text{ mm}$$

Karena dalam penelitian ini menggunakan 4 lapis serat maka total ketebalan *laminat* dikalikan empat menjadi 1,4 mm. Sedangkan untuk hasil pengukuran ketebalan komposit secara langsung didapat ketebalan komposit sebesar 1,146 mm. Perbedaan nilai ketebalan teoritis dan aktual ini bisa dikarenakan perbedaan jenis serat karbon yang digunakan saat penelitian dengan database serat karbon pada Tabel 2-1. Perbedaan ini juga dapat dikarenakan perhitungan secara teoritis hanya memperhitungkan ketebalan tiap lapis serat, padahal pada kenyataannya

ketebalan komposit serat tiap lapis berbeda-beda untuk *laminat* serat yang berbeda dengan nilai rata-rata ketebalan tiap lapisnya 0,29 mm (Abdurrohman, 2015).

2.1.2 Fraksi Massa dan Fraksi Volume

Fraksi massa serat (W_f) dan matriks (W_m) didefinisikan sebagai berikut (Jweeg et al., 2012).

$$W_f = \frac{w_f}{w_c} \quad (2-5)$$

$$W_m = \frac{w_m}{w_c} \quad (2-6)$$

Keterangan:

w_f = massa serat (g),

w_m = massa matriks (g), dan

$w_c = w_m + w_f$ = massa komposit (g).

Sedangkan fraksi volume serat (V_f), dan fraksi volume matriks (V_m), didefinisikan sebagai berikut (Jweeg et al., 2012).

$$V_f = \frac{v_f}{v_c} \quad (2-7)$$

$$V_m = \frac{v_m}{v_c} \quad (2-8)$$

Keterangan:

v_f = volume serat (cm³),

v_m = volume matriks (cm³), dan

v_c = volume komposit (cm³).

Volume fiber dan serat dapat dihitung berdasarkan perbandingan massa dan densitas.

$$v_f = \frac{w_f}{\rho_f} \quad (2-9)$$

$$v_m = \frac{w_m}{\rho_m} = \frac{w_c - w_f}{\rho_m} \quad (2-10)$$

Keterangan

ρ_f = densitas serat (g/cm³), dan

ρ_m = densitas matriks (g/cm³).

Volume komposit dapat dihitung secara aktual menggunakan densitas eksperimental ρ_{ce} dan teoritis menggunakan densitas teoritis ρ_{ct} .

$$v_c = \frac{w_c}{\rho_{ce}} \quad (2-11)$$

$$v_c = \frac{w_c}{\rho_{ce}} \quad (2-11)$$

$$v_f + v_m = \frac{w_c}{\rho_{ct}} \quad (2-12)$$

Untuk komposit yang mengandung void, fraksi volume void (V_v) dapat dihitung menggunakan persamaan berikut.

$$V_v = \frac{\rho_{ct} - \rho_{ce}}{\rho_{ct}} \quad (2-13)$$

Dari hasil manufaktur *vacuum infusion* diketahui fraksi massa dan fraksi volume material penyusun komposit sebagai berikut.

Tabel 2-2: FRAKSI MASSA DAN FRAKSI VOLUME

Parameter	Konstituen	Nilai
Fraksi massa	Serat	75%
	Matriks	25%
Fraksi volume	Serat	66%
	Matriks	29%
	Void	5%

2.1.3 Spesimen Uji Tarik

Spesimen uji tarik dibuat berdasarkan *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials* (ASTM) D3039 (Murugan et al., 2014). Spesimen uji tarik dipotong dari laminate komposit pada arah fiber (longitudinal) (Torabizadeh, 2014).



Gambar 2-5: Spesimen uji tarik

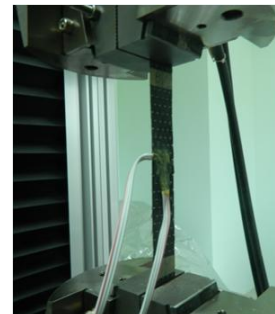
Spesimen dibuat lima buah dengan tiga spesimen menggunakan tab dan 2 spesimen tanpa tab. Material tab yang digunakan komposit serat

karbon/poliester dan ditempel menggunakan adesif.

2.1.4 Persiapan dan Pelaksanaan Pengujian

Dalam pengujian ini properti yang diambil adalah *tensile stress*, *ultimate tensile strength*, dan modulus elastisitas. Dari hasil pengujian juga dapat diketahui *failure mode* yang terjadi setelah mengalami kegagalan.

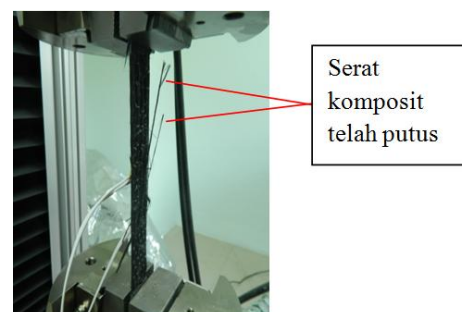
Pengujian tarik dilakukan menggunakan *Universal Testing Machine* (UTM) tensilon RTF 2410 kapasitas 100 kN menggunakan grip hidrolik dengan kecepatan *crosshead* konstan 2 mm/menit. Pengujian dilakukan pada temperatur ruang (Pegoretti et al., 2006) 24° C dan RH 54%.



Gambar 2-8: Pemasangan spesimen pada UTM

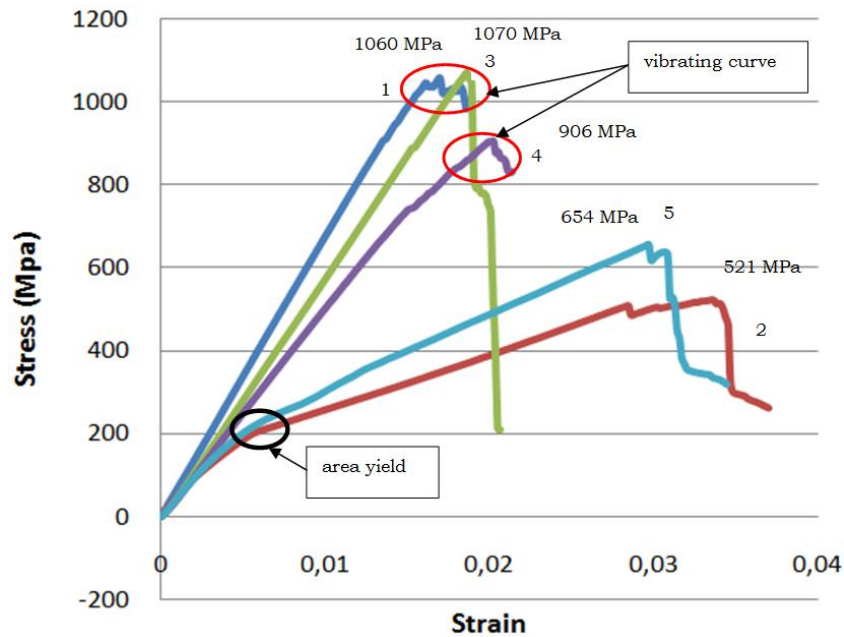
3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Spesimen diuji sampai mengalami *failure* untuk mendapatkan nilai *ultimate strength*. Gambar 3-1 menunjukkan spesimen telah mengalami failure saat dilakukan uji tarik.



Gambar 3-1: Spesimen uji tarik telah mengalami failure

Gambar 3-2 menunjukkan kurva *stress-strain* hasil uji tarik komposit karbon UD 0°/poliester hasil *vacuum infusion* untuk kelima spesimen.

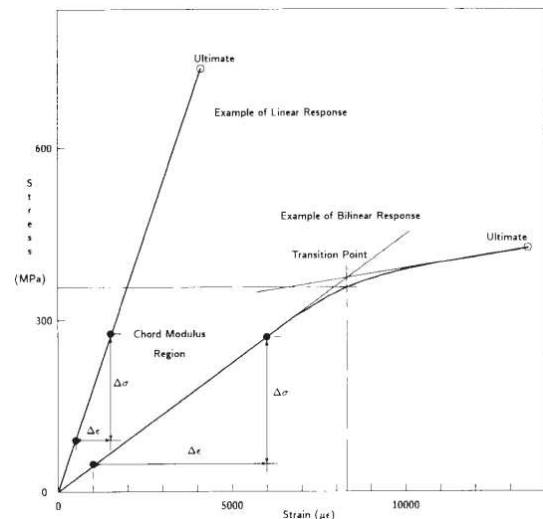


Gambar 3-2: Kurva *stress-strain* komposit karbon UD 0°/poliester hasil vacuum infusion

Dari kurva ini dapat diketahui nilai *stress* pada tiap *point strain*. Spesimen 1, 3, dan 4 merupakan spesimen yang menggunakan tab sedangkan spesimen 2 dan 5 tanpa menggunakan tab. Hasil pengujian menunjukkan perbedaan yang signifikan antara spesimen yang diuji menggunakan tab dengan tanpa tab. Spesimen tanpa tab menunjukkan ada *area yield* pada area $\pm 0,005$ strain dan nilai *yield strength* ± 200 MPa. Nilai *ultimate strength* spesimen tanpa tab juga berbeda jauh dengan spesimen yang menggunakan tab. Spesimen tanpa tab memiliki nilai *ultimate strength* 500 dan 650 MPa sedangkan nilai *ultimate strength* spesimen dengan tab mencapai 1000 MPa lebih. Dari kedua grafik juga diketahui bahwa spesimen tanpa tab memiliki dua nilai modulus elastisitas yaitu modulus *yield* (*slope* antara titik nol dan titik *yield*) dan *post-yield* modulus (*slope* antara titik *yield* dan titik *failure*).

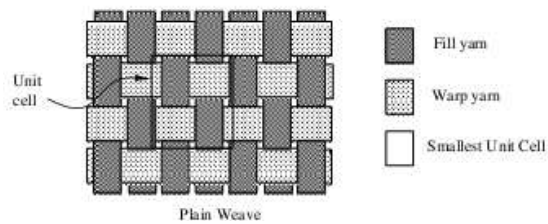
Hal ini berbeda dengan referensi ASTM D3039 dimana tipikal kurva *stress-strain* komposit berpenguat serat sintetis (*glass* atau karbon) seharusnya berbentuk linier tanpa *yield* kecuali ada

titik transisi (*transition point*) seperti dapat dilihat pada Gambar 3-3.



Gambar 3-3: Tipikal kurva *stress-strain* komposit untuk komposit (ASTM D3039)

Dari beberapa literatur yang dipelajari seharusnya komposit yang memiliki nilai *yield* adalah komposit polimer yang berpenguat serat *plain-weave-woven fabric* atau serat anyaman. Hal ini bisa terjadi karena kemungkinan terjadi kegagalan di *area yield* pada serat anyaman arah 90°, baru kemudian terjadi kegagalan katastropik pada titik *ultimate*.



Gambar 3-4: *Plain-weave-woven fabric* (Faizal, et al. (2011))

Grafik 3-2 dan 3-5 juga menunjukkan nilai *strain* yang lebih tinggi daripada grafik lainnya, hal ini terjadi karena pergeseran *grip* pada spesimen tanpa tab saat dilakukan pengujian karena *grip* langsung menjepit bagian spesimen uji.

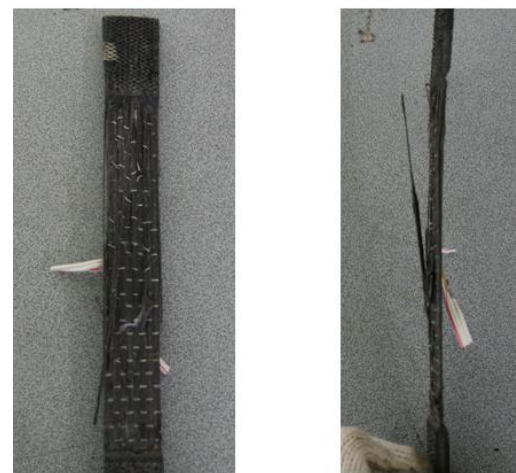
Spesimen hasil uji tanpa tab juga menunjukkan spesimen tidak mengalami kegagalan katastrofik secara visual berbeda dengan spesimen yang menggunakan tab seperti dapat dilihat pada Gambar 3-5 dan 3-6. Hal ini terjadi karena saat spesimen menerima beban yang semakin besar sampai terjadi kegagalan pada resin di bagian *grip* yang mengakibatkan *grip* bergeser. Pada saat terjadi pergeseran ini terjadi penurunan beban yang cukup signifikan yang dibaca oleh UTM sehingga spesimen dianggap telah gagal meskipun belum terjadi kerusakan katastrofik. Dari beberapa alasan ini maka dapat dikatakan hasil uji spesimen tanpa tab tidak dapat dijadikan sebagai nilai kekuatan material komposit karbon UD 0°/poliester karena belum merepresentasikan kekuatan maksimum komposit sehingga hasil yang dapat diterima adalah spesimen yang menggunakan tab.

Gambar 3-5 merupakan spesimen tanpa tab setelah dilakukan pengujian. Gambar ini secara visual menunjukkan belum terjadi kerusakan secara katastrofik sehingga belum merepresentasikan kekuatan materialnya.

Gambar 3-6(a) dan (c) menunjukkan tampak depan sedangkan Gambar 3-6(b) dan (d) menunjukkan tampak samping spesimen menggunakan tab.

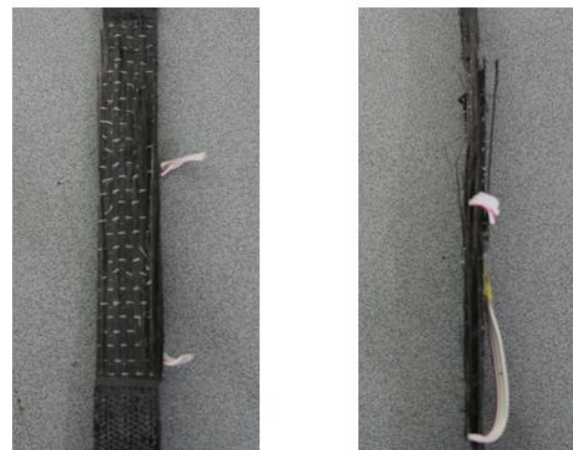


Gambar 3-5: Spesimen tanpa tab setelah diuji tarik tidak mengalami kerusakan katastrofik



(a)

(b)



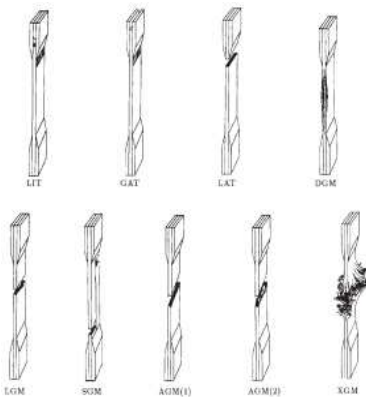
(c)

(d)

Gambar 3-6: Spesimen ber-tab setelah diuji tarik mengalami kerusakan katastrofik

Dari Gambar 3-6 (a,b,c,d) dapat dilihat terjadi kerusakan katastrofik secara visual untuk spesimen menggunakan tab.

Ketiga kurva *stress-strain* spesimen dengan tab menunjukkan adanya *vibrating curve* sebelum terjadi kerusakan katastropik (Chen, 2011). Hal ini menunjukkan kerusakan yang terjadi secara bertahap untuk masing-masing *bundle* serat searah sampai akhirnya spesimen benar-benar tidak dapat menahan lagi beban yang diberikan dan terjadi kerusakan katastropik yang ditandai dengan turunnya nilai *stress* setelah mencapai titik maksimum. Dari ketiga spesimen didapat nilai *tensile properties* rata-rata untuk *ultimate tensile strength* 1011,67 MPa dan modulus elastisitas 59074,96 MPa. Pada masing-masing spesimen memiliki nilai *ultimate tensile strength* berbeda-beda sebesar 1060 MPa pada spesimen 1, 1070 MPa pada spesimen 2, dan 906 MPa pada spesimen 4. Hal ini dapat terjadi karena adanya *residual stress* yang berbeda pada masing-masing spesimen akibat proses preparasi sampel. Proses preparasi sampel uji dilakukan secara manual menggunakan gergaji tangan tanpa *conditioning* sehingga sangat memungkinkan terjadinya *residual stress*. Sedangkan untuk total kelima spesimen memiliki nilai rata-rata untuk *maximum tensile strength* $842,17 \pm 245,56$ MPa dan modulus elastisitas $51836,61 \pm 11480,69$ MPa. Untuk menentukan jenis kerusakan yang terjadi secara visual dapat menggunakan acuan dari ASTM D3039 (tabel 3-1 sampai 3-3).



Gambar 3-7: Beberapa tipe *failure modes* pada uji tarik komposit (ASTM D3039, 2002)

Tabel 3-1: KODE UNTUK KARAKTERISTIK PERTAMA DARI *FAILURE MODE*

Failure Type	Code
<i>Angled</i>	A
<i>Edge Delamination</i>	D
<i>Grip/tab</i>	G
<i>Lateral</i>	L
<i>Multi-mode</i>	M (xyz)
<i>Long Splitting</i>	S
<i>Explosive</i>	X
<i>Other</i>	O

Tabel 3-2: KODE UNTUK KARAKTERISTIK KEDUA DARI *FAILURE MODE*

Failure Type	Code
<i>Inside grip/tab</i>	I
<i>At grip/tab</i>	A
<i><IW from grip/tab</i>	W
<i>Gage</i>	G
<i>Multiple Areas</i>	M
<i>Various</i>	V
<i>Unknown</i>	U

Tabel 3-3: KODE UNTUK KARAKTERISTIK KETIGA DARI *FAILURE MODE*

Failure Type	Code
<i>Bottom</i>	B
<i>Top</i>	T
<i>Left</i>	L
<i>Right</i>	R
<i>Middle</i>	M
<i>Various</i>	V
<i>Unknown</i>	U

Dari penampakan visual kegagalan spesimen setelah diuji tarik diketahui kode jenis kegagalannya SGV (*Long Splitting, Gage, Various*) dimana kerusakan pada serat (*fiber breakage*) berupa *splitting* terjadi sepanjang *area gage* antara *grip* atas dan bawah. Hal ini menjadi tipe kegagalan pada komposit serat searah 0° dimana kegagalan tidak terjadi tepat ditengah dimana spesimen putus menjadi dua bagian atas dan bawah akan tetapi kegagalan berupa *splitting*. Hal ini bisa terjadi karena terjadi kegagalan pada matriks antara *bundle* serat di awal yang

kemudian diikuti dengan kegagalan pada serat sehingga ada bagian serat yang benar-benar putus. Rangkuman hasil pengujian ini dapat dilihat pada tabel 3-4.

Tabel 3-4: Rangkuman hasil pengujian

Tensile properties	Nilai	Variasi
<i>Average maximum tensile strength</i>	842,17 MPa	±245,56 MPa
Modulus elastisitas	51836,61 MPa	±11480,69 MPa
<i>Failure mode</i>	SGV	

4 KESIMPULAN

Hasil uji tarik komposit CFRP arah serat searah 0° menunjukkan tipikal kurva *stress-strain* yang linier sampai mengalami *vibrating curve* sebelum terjadi kerusakan katastropik. Spesimen yang dapat dijadikan data komposit ini merupakan spesimen yang menggunakan tab. Dari kurva ini didapat *tensile properties* komposit yaitu *ultimate tensile strength* 1011,67 MPa dan modulus elastisitas 59074,96 MPa. *Failure mode* yang terjadi pada spesimen adalah SGV sehingga *properties* ini dapat dijadikan *input data* saat melakukan analisa struktur yang menggunakan material yang sama dengan material pengujian ini.

Untuk keperluan analisa struktur diperlukan juga *compressive* dan *shear properties* material, sehingga kedepannya perlu dilakukan uji tekan dan uji geser terhadap material yang sama untuk mendapatkan *properties*-nya.

UCAPAN TERIMA KASIH

Kami mengucapkan terima kasih atas bimbingan dan dukungan Bapak Agus Aribowo dan Bapak Gunawan Prabowo dalam kegiatan ini. Terimakasih juga kami ucapkan kepada

Bapak Atik Bintoro yang telah memberi masukan dalam penulisan makalah ini serta seluruh tim laboratorium aerostruktur Pustekbang-LAPAN.

DAFTAR RUJUKAN

- Abdurohman, K, 2105. *Uji Ketebalan Komposit dengan Metode Vacuum Infusion*, TN-11, LAPAN.
- Bakir, B. dan H. Hasim, 2013. *Effect of Fiber Orientation for Fiber Glass Reinforced Composite Material on Mechanical Properties*, International Journal of Mining, Metallurgy & Mechanical Engineering (IJMME) Volume 1, Issue 5 (2013) ISSN 2320-4052.
- Blas, F. and I. Fernandez, 2001. *Mechanical Characterisation of Carbon/Epoxy Composite Materials Manufactured by Resin Film Infusion Method with Stitching Reinforcement*, STO Meeting Proceedings, RTO-MP-069(II).
- Chen, J.C; Wu, C.M; Pu, F.C; and C.H. Chiu, 2011. *Fabrication and Mechanical Properties of Self-reinforced Poly(ethylene Terephthalate) Composites*, eXPRESS Polymer Letters (Journal: ISSN 1788-618X) Vol.5, No.3 (2011) 228-237.
- Faizal, M.A; Beng, Y.K; and K.N. Dalimin, 2011. *Tensile Property of Hand Lay-Up Plain-Weave Woven E-Glass/Polyester Composite: Curing Pressure and Ply Arrangement Effect*, Borneo Science, The Journal of Science & Technology, ISSN: 2231-9085.
- Goren, A. dan Atas, C., 2011. *Manufacturing of Polymer Matrix Composites Using Vacuum Assisted Resin Infusion Molding*, International Scientific Journal, World Academy of Materials and Manufacturing Engineering, Volume 34 Issue 2, December 2008, Pages 117-120.
- Jweeg, M.J; Hammood, A.S; and M. AlWaily, 2012. *Experimental and Theoretical Studies of Mechanical Properties for*

- Reinforcement Fiber Types of Composite Materials*, International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering IJMME-IJENS Vol:12.
- Murugan, R; Ramesh, R; Padmanabhan, K, 2014. *Investigation on Static and Dynamic Mechanical Properties of Epoxy Based Woven Fabric Glass/Carbon Hybrid Composite Laminate*, Procedia Engineering 97 (2014) 459 – 468, Elsevier Ltd.
- Paiva, J.M.F; Meyer, S; and M.C. Rezende, 2006. *Comparison of Tensile Strength of Different Carbon Fabric Reinforced Epoxy Composites*, Materials Research, Ibero-American Journal of Material Vol. 9, No. 1, 83-89.
- Pegoretti, A; Zanolli A; and C. Migliaresi, 2006. *Preparation and Tensile Mechanical Properties of Unidirectional Liquid Crystalline Single-Polymer Composite*, Composites Science and Technology 66 (2006) 1970-1979, Elsevier Ltd.
- Quinn, J.A., 2002. *Composite Design Manual Third Edition*, James Quinn Associates Ltd.
- Torabizadeh, M.A., 2013. *Tensile, Compressive and Shear Properties of Unidirectional Glass/Epoxy Composites Subjected to Mechanical Loading and Low Temperature Services*, Indian Journal of Engineering & Materials Sciences, Vol. 20, 299-309.
- Wang, P; Drapier, S; Molimard, J; Vautrin, A; and J.C. Minni, 2011. *Numerical and Experimental Analyses of Resin Infusion Manufacturing Processes of Composite Materials*, Journal of Composite Materials 46(13) 1617-1631.
- Wang, P; Molimard, J; Drapier, S; Vautrin, A; and J.C. Minni, 2011. *Monitoring the Resin Infusion Manufacturing Processes Under Industrial Environment Using Distributed Sensors*, Journal of Composite Materials 46(6) 691-706.
- Yamashita, M; Takeda, F; Sakagawa, T; Kimata, F; and Y. Komori, 2008. *Development of Advanced Vacuum-assisted Resin Transfer Molding Technology for Use in an MRJ Empennage Box Structure*, Technical Review Vol. 45 No. 4, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.
- Yeung, K.K.H. and K.P. Rao, 2014. *Mechanical Properties of Boron and Kevlar-49 Reinforced Thermosetting Composites and Economic Implications*, Journal of Engineering Science, Vol. 10, 19-29.

