

BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Material dan Konfigurasi Laminasi

Penelitian ini menggunakan dua konfigurasi laminat, yaitu laminat hibrida *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) dan laminat monolitik *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembanding (*benchmark*). Laminat hibrida disusun menggunakan serat karbon dua arah (*bidirectional*) dengan pola anyaman *2/2 twill* gramatur 240 gsm, serat kaca dua arah (*bidirectional*) dengan pola anyaman *plain weave* gramatur 200 gsm, serta *fiberglass Chopped Strand Mat* (CSM) berorientasi serat acak (*random fiber orientation*) gramatur 200 gsm. Sistem matriks yang digunakan berupa resin epoksi termoset (*epoxy thermoset resin*) beserta *hardener* yang sesuai, karena memiliki kompatibilitas yang baik dengan proses *vacuum infusion* serta mampu menghasilkan ikatan antarmuka yang baik dengan penguat serat karbon dan serat kaca.

Laminat hibrida dan CFRP pembanding masing-masing difabrikasi menggunakan tujuh lapisan penguat. Selanjutnya didasari oleh temuan dari studi referensi yang menunjukkan bahwa konfigurasi *stacking sequence* tujuh lapisan pada komposit CFRP merupakan jumlah yang efektif untuk membentuk laminat komposit *multilayer* dengan ketahanan struktural yang memadai sebelum dilakukan pengujian mekanis [78]. Berdasarkan studi komparatif terkait penempatan lapisan CFRP yang berperan sebagai *outer skin* laminat, penempatan CFRP pada bagian luar memberikan nilai kekuatan lentur yang lebih besar dibandingkan laminat dengan material lain pada posisi yang sama [79]. Lapisan serat kaca ditempatkan sebagai material inti pada sisi tekan laminat hibrida. Penempatan ini merujuk pada rekomendasi desain *sandwich* yang mengoptimalkan kekuatan lentur [80]. Serat kaca pada posisi tersebut berfungsi sebagai penopang beban sekunder pasca-kegagalan dengan mendeteksi kemampuan regangan batas CFRP yang dilampaui terlebih dahulu, selanjutnya serat kaca mengambil alih beban utama dan menunda perambatan kerusakan [81]. Beberapa konfigurasi komposit hibrida menempatkan lapisan *chopped strand mat* (CSM) sebagai lapisan terluar untuk meningkatkan

ketahanan permukaan serta mendukung proses impregnasi selama manufaktur [82]. Struktur serat acak CSM juga memiliki permeabilitas yang baik sehingga membantu memperlancar aliran resin selama proses *vacuum infusion* [5], [83]. Penelitian ini menggunakan konfigurasi laminat simetris tujuh lapisan dengan serat CFRP sebagai lapisan terluar. Pemilihan susunan tersebut didasarkan pada karakteristik serat karbon yang memiliki kekakuan dan kekuatan lebih tinggi sehingga diharapkan berperan sebagai lapisan utama dalam menerima beban mekanis sekaligus melindungi permukaan laminat. Lapisan CSM kemudian ditempatkan pada inti laminat agar tetap memfasilitasi distribusi resin ke seluruh ketebalan selama proses *vacuum infusion*. Konfigurasi tersebut juga diperkirakan memungkinkan CSM tetap berkontribusi terhadap kemampuan laminat dalam menopang beban setelah terjadinya kerusakan awal pada lapisan karbon sehingga berpotensi menghasilkan mekanisme kegagalan yang lebih progresif.

Konfigurasi laminasi komposit hibrida terdiri atas tujuh lapisan dengan urutan (C/G/CSM/C/G/CSM/C) dengan laminat CFRP sebagai *benchmark* dibuat menggunakan tujuh lapisan monolitik dengan kondisi fabrikasi yang sama. Seluruh lapisan penguat disusun secara berurutan di atas cetakan sebelum proses *vacuum infusion* dilakukan.

4.2 Pengujian Mekanik

Karakterisasi mekanik dilakukan di Laboratorium Aerostruktur, Badan Riset dan Inovasi Nasional (BRIN), Bogor, menggunakan *Universal Testing Machine* (UTM) TENSILON RTF-2410 (A&D Co., Jepang) yang dilengkapi *load cell* berkapasitas 100 kN. Pengujian dilakukan terhadap lima spesimen untuk setiap konfigurasi laminat guna mengevaluasi karakteristik mekanik laminat komposit hibrida dan laminat CFRP sebagai material pembanding.

4.3 Hasil Evaluasi Mekanik dan Karakteristik Kegagalan

Bagian ini menyajikan hasil evaluasi sifat mekanik dan analisis karakteristik kegagalan spesimen yang telah diuji. Performa laminat komposit hibrida *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) dibandingkan dengan laminat

monolitik *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembanding (*benchmark*) untuk mengevaluasi pengaruh hibridisasi terhadap integritas struktural material.

4.3.1 Analisis Performa Pengujian Tarik

Sifat mekanik tarik dievaluasi mengacu pada ASTM D3039. Meskipun spesimen dibuat menggunakan geometri yang menyerupai ASTM D638 Tipe I, prosedur pengujian dan interpretasi hasil tetap mengacu pada ASTM D3039 karena material yang diteliti merupakan komposit laminat berpenguat serat (*fiber-reinforced polymer laminate*). Pengujian dilakukan menggunakan *Universal Testing Machine* (UTM) TENSILON RTF-2410 (A&D Co., Jepang) yang dilengkapi *load cell* berkapasitas 100 kN. Pembebanan diberikan menggunakan metode *displacement-controlled loading* dengan kecepatan *crosshead* konstan sebesar 5 mm/min dan *gauge length* 125 mm. Setiap konfigurasi laminat diuji menggunakan lima spesimen. Selama pengujian berlangsung, sistem akuisisi data pada mesin merekam beban (*load*) dan perpindahan (*displacement*) secara kontinu hingga spesimen mengalami kegagalan. Data tersebut selanjutnya digunakan untuk menentukan kekuatan tarik (*tensile strength*), modulus elastisitas (*elastic modulus*), *apparent fracture strain at break*, serta kurva tegangan-regangan (*stress-strain curve*) sebagai dasar analisis.

Bagian ini menyajikan hasil evaluasi sifat mekanik serta analisis karakteristik kegagalan spesimen yang telah diuji. Kinerja laminat komposit hibrida *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) dibandingkan dengan laminat monolitik *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembanding (*benchmark*) untuk mengevaluasi pengaruh hibridisasi terhadap integritas struktural material.

Sifat mekanik hasil pengujian tarik laminat CFRP dan laminat komposit hibrida *Carbon/Fiberglass/CSM* disajikan pada **Tabel 4.1**. Laminat CFRP sebagai material pembanding menunjukkan nilai kekuatan tarik dan modulus elastisitas yang lebih tinggi dibandingkan laminat hibrida, sedangkan nilai *apparent fracture strain at break* kedua material relatif sebanding. Rata-rata kekuatan tarik laminat

CFRP mencapai $610,57 \pm 56,02$ MPa, sedangkan laminat hibrida memperoleh nilai $395,62 \pm 40,81$ MPa. Nilai modulus elastisitas juga mengalami penurunan dari $25,83 \pm 3,24$ GPa pada laminat CFRP menjadi $10,40 \pm 0,33$ GPa pada laminat hibrida. Sementara itu, nilai rata-rata *apparent fracture strain at break* yang diperoleh masing-masing sebesar $4,71 \pm 0,50$ %GL untuk laminat CFRP dan $3,75 \pm 0,47$ %GL untuk laminat hibrida.

Tabel 4.1 Hasil pengujian tarik laminat CFRP.

Test No	Width	Thickness	Sectional area	Maximum point	Maximum point	Elastic modulus	Break point	Apparent fracture strain at break
				Load	Stress		Strain	Strain
Satuan	mm	mm	mm ²	N	MPa	GPa	%GL	%GL
1	13,28	1,71	22,709	15574	685,8	25,032	4,9102	4,9805
2	13,68	1,74	23,803	14616	614,02	31,589	0,0312	4,8093
3	13,72	1,74	23,873	15139	634,15	24,19	0,0313	4,8304
4	13,73	1,73	23,753	12732	536,03	23,992	0,0182	5,1071
5	13,28	1,72	22,842	13313	582,84	24,345	3,8388	3,8388
Average	13,538	1,728	23,396	14274,8	610,568	25,8296	1,76594	4,71322

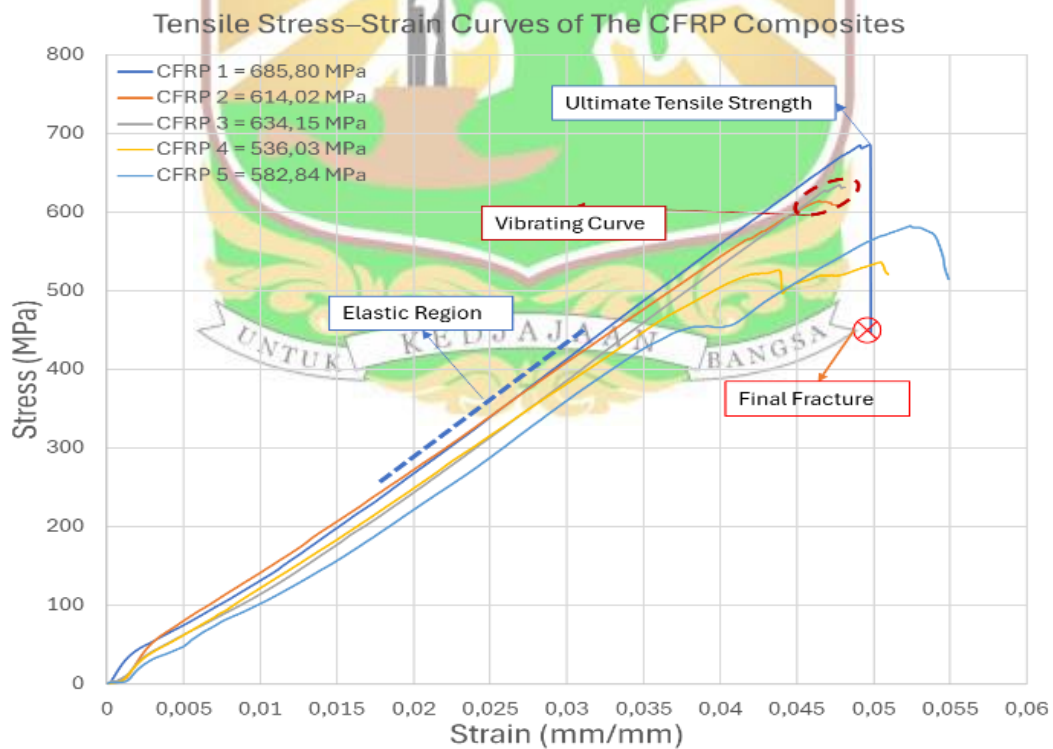
Kurva tegangan–regangan hasil pengujian tarik untuk kedua konfigurasi laminat ditunjukkan pada **Gambar 4.1** dan **Gambar 4.2**. Laminat CFRP maupun laminat hibrida memperlihatkan respons yang hampir linier pada sebagian besar daerah pembebanan elastis, kemudian diikuti oleh penurunan tegangan secara tiba-tiba setelah mencapai kekuatan tarik maksimum (*ultimate tensile strength*). Tidak terlihat adanya deformasi plastis yang signifikan sebelum spesimen mengalami patah. Karakteristik tersebut menunjukkan bahwa kedua jenis laminat mempertahankan perilaku patah getas (*brittle*) yang umum dijumpai pada komposit berpenguat serat.

Dibandingkan dengan laminat CFRP, laminat hibrida menunjukkan kemiringan kurva tegangan–regangan yang lebih rendah pada daerah elastis, yang sejalan dengan nilai modulus elastisitasnya yang lebih kecil sebagaimana ditunjukkan pada **Tabel 4.2**.

Tab 4.2 Hasil pengujian tarik laminat komposit hibrida.

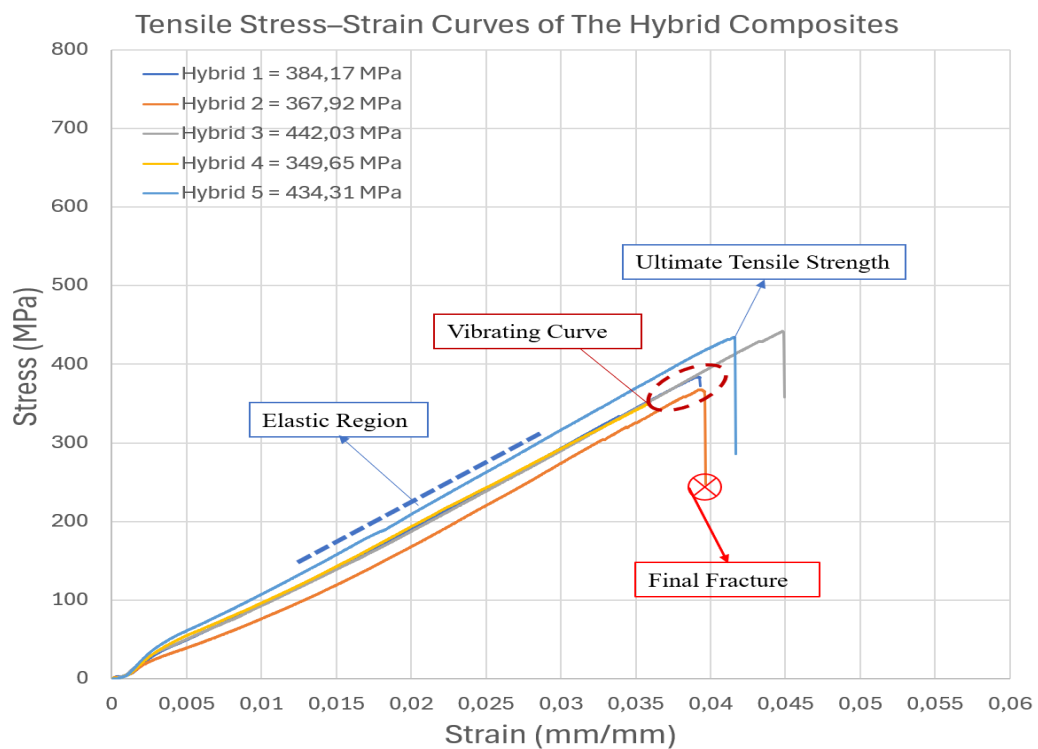
Test No	Width	Thickness	Sectional area	Maximum point	Maximum point	Elastic modulus	Break point	Apparent fracture strain at break
				Load	Stress		Strain	Strain
Satuan	mm	mm	mm ²	N	MPa	GPa	%GL	%GL
1	13,6	1,92	26,112	10031	384,17	10,163	3,3943	3,3943
2	13,6	1,83	24,888	9156,7	367,92	10,716	3,2841	3,2841
3	13,54	1,88	25,455	11252	442,03	10,462	4,3306	4,3306
4	13,51	1,92	25,939	9069,7	349,65	9,9641	0,0209	3,5906
5	13,62	1,85	25,197	10943	434,31	10,681	0,0131	4,1668
average	13,574	1,88	25,5182	10090,48	395,616	10,39722	2,2086	3,75328

Meskipun nilai kekuatan tarik maksimum laminat hibrida lebih rendah, bentuk umum kurva tegangan–regangan kedua material tetap menunjukkan kecenderungan yang serupa. Hasil tersebut mengindikasikan bahwa proses hibridisasi tidak mengubah secara signifikan karakteristik perilaku patah getas laminat ketika menerima pembebanan tarik.



Gambar 4.1. Kurva tegangan–regangan representatif hasil pengujian tarik laminat CFRP.

Menjelang tercapainya kekuatan tarik maksimum, beberapa spesimen dari kedua konfigurasi laminat memperlihatkan fluktuasi tegangan dalam rentang regangan yang relatif sempit, sebagaimana tampak pada daerah kurva yang berosilasi pada **Gambar 4.1** dan **Gambar 4.2**. Fluktuasi tersebut muncul sesaat sebelum spesimen mengalami patah dan diduga berkaitan dengan berkembangnya kerusakan lokal secara bertahap sebelum terjadinya kegagalan akhir (*catastrophic failure*).



Gambar 4.2. Kurva tegangan–regangan representatif hasil pengujian tarik laminat komposit hibrida.

Penelitian ini hanya melakukan pengamatan makroskopik terhadap spesimen setelah pengujian tanpa menggunakan teknik *Digital Image Correlation* (DIC) maupun karakterisasi mikroskopik, seperti *Scanning Electron Microscopy* (SEM). Oleh karena itu, mekanisme kerusakan yang menyebabkan munculnya fluktuasi tegangan tersebut tidak dapat diidentifikasi secara pasti. Pembahasan mengenai fenomena tersebut disampaikan secara kualitatif berdasarkan hasil pengamatan

makroskopik dan akan dikaitkan dengan karakteristik kegagalan spesimen pada Subbab 4.4

4.3.2 Analisis Performa Pengujian Lentur

Sifat mekanik lentur laminat komposit hibrida dan laminat *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembeding dievaluasi menggunakan metode *three-point bending* mengacu pada ASTM D790. Pengujian dilakukan menggunakan *Universal Testing Machine* (UTM) TENSILON RTF-2410 (A&D Co., Jepang) yang dilengkapi *load cell* berkapasitas 100 kN. Setiap konfigurasi laminat diuji menggunakan lima spesimen dengan metode *displacement-controlled loading* pada kecepatan *crosshead* konstan sebesar 5 mm/min. Pengujian menggunakan bentang tumpuan (*support span*) 80 mm, yang memenuhi rasio minimum bentang terhadap ketebalan sebagaimana dipersyaratkan dalam ASTM D790. Ketebalan laminat berada pada kisaran 1,7–1,9 mm sebagai konsekuensi variasi ketebalan yang dihasilkan selama proses fabrikasi *vacuum infusion*.

Sifat mekanik hasil pengujian lentur laminat *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembeding (*benchmark*) yang diperoleh melalui pengujian *three-point bending* disajikan pada Tabel 4.3. Laminat CFRP menunjukkan nilai kekuatan lentur dan modulus lentur yang lebih tinggi dibandingkan laminat hibrida, sedangkan kedua konfigurasi laminat memiliki nilai regangan lentur saat patah (*flexural strain at break*) yang relatif sebanding. Rata-rata kekuatan lentur laminat CFRP mencapai $443,90 \pm 17,36$ MPa.

Tabel 4.3. Hasil pengujian lentur laminat CFRP.

Test No	Width	Height	Sectional area	Maximum point	Maximum point	Elastic modulus	Break point
				Load	Stress		Strain
	mm	mm	mm ²	N	MPa	GPa	%GL
1	13,79	1,7	23,443	144,89	436,28	56,829	0,7717
2	13,35	1,72	22,962	142,61	433,29	55,258	0,8804
3	13,78	1,73	23,839	157,94	459,55	52,882	0,8822
4	13,17	1,75	23,048	142,97	425,36	50,79	0,8336
5	13,25	1,67	22,128	143,19	465,01	55,013	0,8735
Average	13,468	1,714	23,084	146,32	443,898	54,1544	0,84828

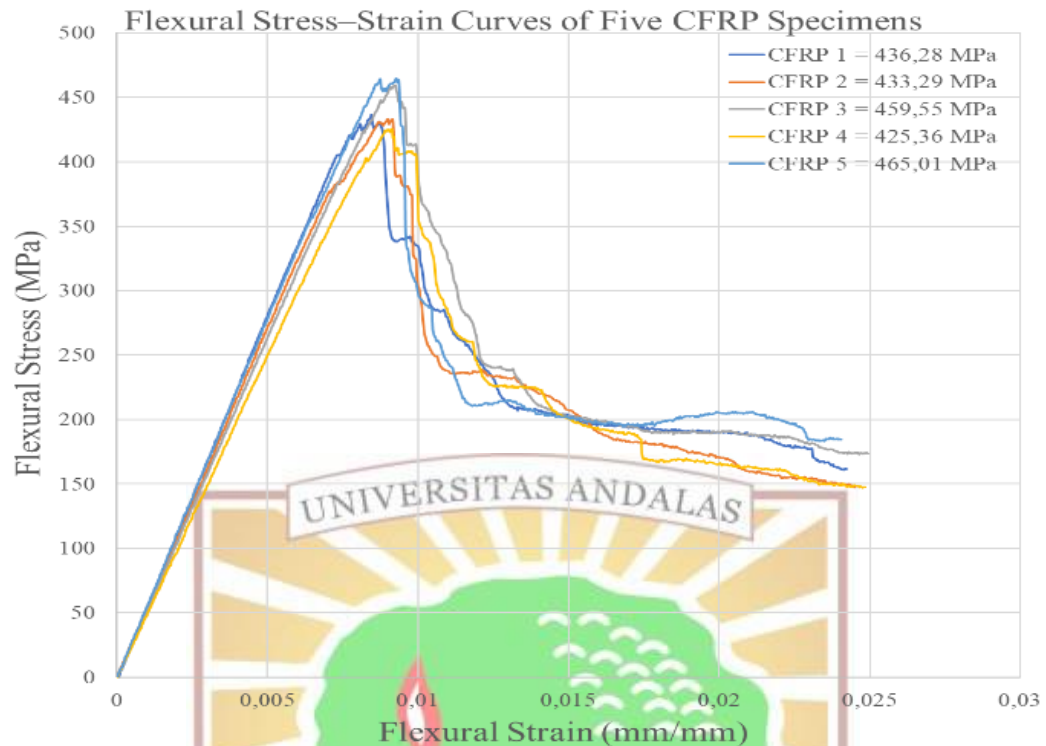
Sedangkan sifat mekanik hasil pengujian lentur laminat komposit hibrida *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) yang diperoleh melalui pengujian *three-point bending* disajikan pada **Tabel 4.4**. Selanjutnya laminat hibrida memperoleh nilai $294,07 \pm 29,35$ MPa. Nilai modulus lentur juga menurun dari $54,15 \pm 2,35$ GPa pada laminat CFRP menjadi $32,23 \pm 2,50$ GPa pada laminat hibrida. Adapun nilai rata-rata *flexural strain at break* masing-masing sebesar $0,848 \pm 0,047\%$ untuk laminat CFRP dan $0,833 \pm 0,142\%$ untuk laminat hibrida.

Tabel 4.4. Hasil pengujian lentur laminat komposit hibrida.

Test No	Width	Height	Sectional area	Maximum point Load	Maximum point Stress	Elastic modulus	Break point Strain
	mm	mm	mm ²	N	MPa	GPa	%GL
1	13,71	1,98	27,146	126,27	281,91	29,516	1,043
2	13,84	1,88	26,019	112,1	274,99	32,094	0,7727
3	13,45	1,89	25,42	133,18	332,63	34,137	0,7062
4	13,52	1,98	26,77	116,5	263,76	30,111	0,9136
5	13,91	1,85	25,734	125,78	317,05	35,302	0,7293
Average	13,686	1,916	26,2178	122,766	294,068	32,232	0,83296

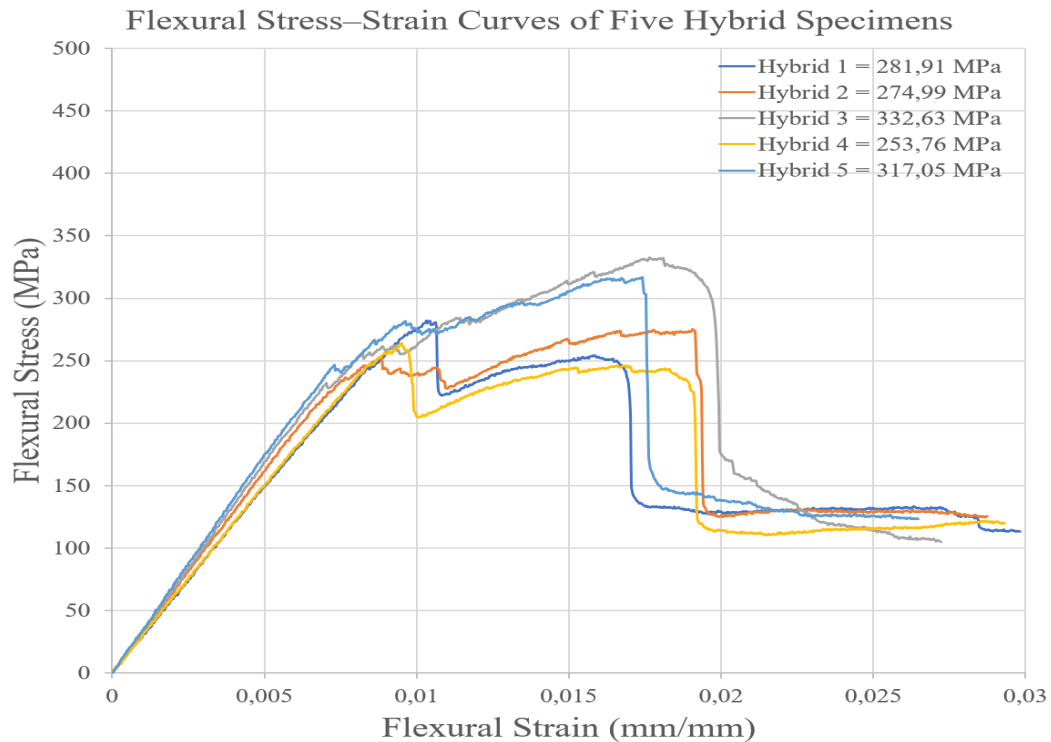
Berbeda dengan pengujian tarik, ASTM D790 menetapkan penggunaan spesimen berbentuk balok persegi panjang (*rectangular specimen*) untuk pengujian *three-point bending*. Geometri tersebut dipilih untuk menghasilkan distribusi tegangan lentur yang sesuai selama pembebanan sehingga memungkinkan evaluasi kekuatan lentur (*flexural strength*), modulus lentur (*flexural modulus*), *flexural strain at break*, serta karakteristik kegagalan laminat komposit *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) pada kondisi pembebanan lentur.

Kurva tegangan–regangan hasil pengujian lentur untuk kedua konfigurasi laminat ditunjukkan pada **Gambar 4.3** dan **Gambar 4.4**. Sebelum mencapai tegangan lentur maksimum, baik laminat CFRP maupun laminat hibrida memperlihatkan respons yang hampir linier pada daerah elastis. Perbedaan karakteristik respons kedua material mulai terlihat setelah tegangan maksimum tercapai, terutama pada perilaku setelah puncak beban (*post-peak behavior*).



Gambar 4.3. Kurva tegangan–regangan representatif hasil pengujian lentur laminat CFRP.

Laminat CFRP mengalami penurunan tegangan lentur yang relatif tajam segera setelah mencapai beban maksimum, yang menunjukkan karakteristik kegagalan lentur yang didominasi oleh perilaku patah getas (*brittle*). Meskipun spesimen masih mampu mempertahankan sebagian kapasitas pembebanan setelah kerusakan awal terjadi, tegangan pada daerah *post-peak* menurun dengan cepat dan hanya diikuti oleh fluktuasi yang terbatas sebelum spesimen mengalami patah sepenuhnya.



Gambar 4.4. Kurva tegangan–regangan representatif hasil pengujian lentur laminat komposit hibrida.

Berbeda dengan laminat CFRP, laminat hibrida memperlihatkan respons *post-peak* yang lebih bertahap, ditandai dengan munculnya beberapa fluktuasi tegangan serta daerah pembebanan sisa (*residual load-carrying region*) yang lebih panjang sebelum kegagalan akhir terjadi. Alih-alih mengalami satu kali penurunan tegangan secara tiba-tiba (*catastrophic stress drop*), beberapa spesimen hibrida masih mampu mempertahankan beban lentur setelah kerusakan awal, sehingga penurunan tegangan berlangsung secara progresif selama proses deformasi berikutnya [84].

Perlu dicatat bahwa rentang sumbu-X yang lebih panjang pada **Gambar 4.4** (mendekati 0,03 mm/mm) tidak serta-merta mengindikasikan nilai regangan patah yang lebih tinggi dibandingkan data yang tercantum pada **Tabel 4.4**. Nilai *break point strain* pada tabel merepresentasikan titik kegagalan yang didefinisikan oleh standar pengujian, sedangkan sumbu-X pada grafik merekam keseluruhan deformasi fisik (defleksi) yang terjadi pada spesimen hingga mesin uji menghentikan proses pembebanan. Pada laminat hibrida, adanya mekanisme

perpindahan beban (*load shedding*) ke lapisan inti yang masih utuh akibat regangan putus serat kaca dan CSM yang lebih besar memungkinkan spesimen mengalami defleksi besar (*large deflection*) secara progresif sebelum kegagalan total terjadi. Akibatnya, kurva tegangan-regangan hibrida meregang lebih jauh pada sumbu-X dibandingkan CFRP, ketika mengalami penurunan kapasitas beban secara tajam dan berhenti lebih cepat setelah mencapai beban maksimum.

Karakteristik *post-peak* yang diamati pada laminat hibrida sejalan dengan perilaku *pseudo-ductile* yang telah dilaporkan pada komposit hibrida berpenguat serat, yaitu kondisi ketika kerusakan berkembang secara bertahap sehingga struktur masih mampu mempertahankan sebagian kapasitas pembebanan setelah inisiasi kegagalan terjadi [85]. Pada penelitian ini, interpretasi tersebut didukung oleh respons tegangan pada daerah *post-peak* yang lebih panjang serta munculnya fluktuasi tegangan berulang pada kurva tegangan-regangan hasil pengujian lentur [86]. Namun demikian, karena karakterisasi yang dilakukan hanya didasarkan pada respons mekanik dan pengamatan makroskopik, mekanisme kerusakan yang mendasari perilaku tersebut tidak dapat diidentifikasi secara pasti. Oleh karena itu, pembahasannya disampaikan secara kualitatif dan dikaitkan dengan hasil pengamatan karakteristik kegagalan makroskopik pada **Subbab 4.6**.

4.4 Analisis Karakteristik Kegagalan Makroskopik

Karakterisasi kegagalan makroskopik dilakukan setelah pengujian tarik dan pengujian lentur selesai dilaksanakan untuk mengevaluasi karakteristik kerusakan yang terjadi pada spesimen komposit. Pengamatan dilakukan melalui inspeksi visual terhadap seluruh spesimen yang telah mengalami kegagalan dengan mendokumentasikan kondisi spesimen dari beberapa arah pengamatan, meliputi tampak depan (*front view*), tampak belakang (*rear view*), dan tampak samping (*side view*). Dokumentasi tersebut selanjutnya digunakan untuk menghubungkan karakteristik kegagalan yang diamati dengan respons mekanik yang ditunjukkan oleh kurva tegangan-regangan tarik (*tensile stress-strain curve*) dan kurva tegangan-regangan lentur (*flexural stress-strain curve*) [87].

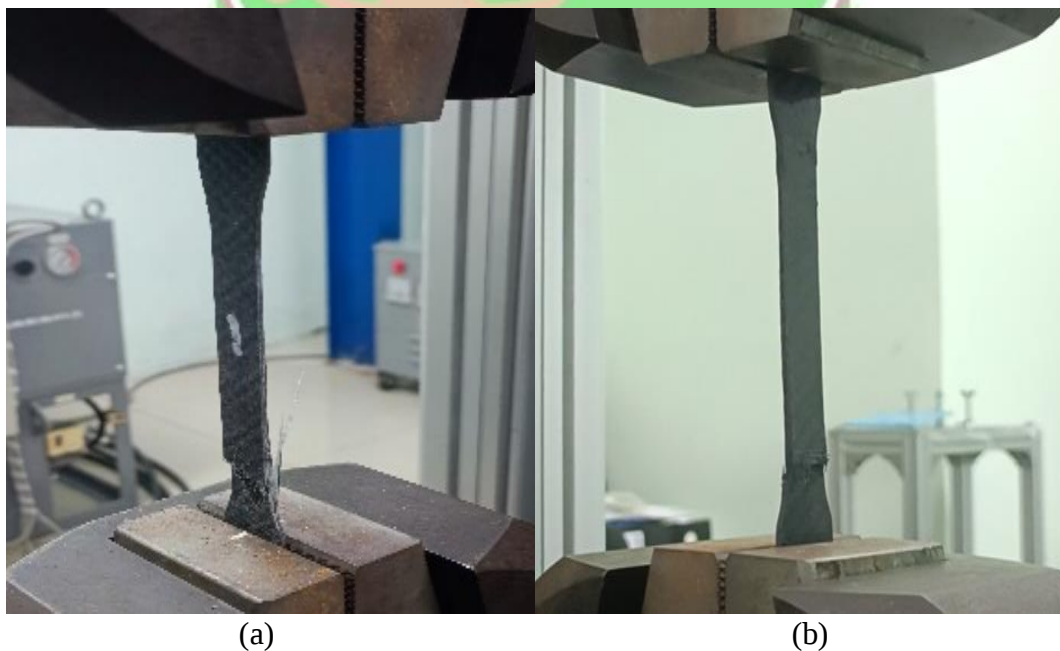
Analisis karakteristik kegagalan makroskopik dilakukan untuk menghubungkan kerusakan fisik yang terjadi pada kedua konfigurasi laminat setelah pengujian dengan respons mekanik yang telah dibahas pada **Subbab 4.4.1** dan **Subbab 4.4.2**. Pengamatan dilakukan secara visual terhadap spesimen yang telah mengalami kegagalan dari beberapa arah pengamatan, meliputi tampak depan (*front view*), tampak belakang (*rear view*), tampak samping (*side view*), serta area patahan yang diamati secara lebih rinci. Pada spesimen uji tarik, karakteristik kegagalan diklasifikasikan berdasarkan sistem klasifikasi mode kegagalan ASTM D3039. Sementara itu, karakteristik kegagalan pada spesimen uji lentur dievaluasi berdasarkan indikator makroskopik yang meliputi lokasi patahan, inisiasi retak, pemisahan antarlapis (*interlaminar separation*), dan pola deformasi permanen setelah pengujian. Hasil pengamatan visual tersebut digunakan sebagai dasar untuk menghubungkan karakteristik kegagalan dengan perubahan respons mekanik yang ditunjukkan oleh kurva tegangan-regangan, khususnya perilaku patah getas (*catastrophic brittle failure*) pada laminat CFRP serta respons *pseudo-ductile* yang disertai fenomena *spring-back* pada laminat hibrida. Hasil analisis kegagalan tarik dan lentur disajikan pada subbab berikutnya.

4.4.1 Analisis Kegagalan Pengujian Tarik Laminat Hibrida dan CFRP

Karakterisasi kegagalan pada spesimen uji tarik dilakukan berdasarkan lokasi patahan, pola patahan, serta karakteristik kegagalan makroskopik yang tampak setelah pengujian. Terminologi mode kegagalan ASTM D3039 digunakan sebagai acuan deskriptif untuk menjelaskan karakteristik kegagalan yang diamati. Meskipun demikian, interpretasi hasil mempertimbangkan bahwa spesimen menggunakan geometri yang menyerupai ASTM D638 Tipe I, sehingga distribusi tegangan tidak sepenuhnya merepresentasikan kondisi yang diasumsikan pada spesimen standar ASTM D3039. Keberadaan transisi geometri pada daerah *fillet radius* berpotensi menimbulkan konsentrasi tegangan yang memengaruhi lokasi inisiasi patahan. Oleh karena itu, karakteristik kegagalan dijelaskan secara kualitatif berdasarkan hasil pengamatan visual tanpa memaksakan klasifikasi yang sepenuhnya mengacu pada kondisi spesimen standar ASTM D3039.

ASTM D3039 pada umumnya merekomendasikan penggunaan spesimen berbentuk persegi panjang yang dilengkapi *end-tab* untuk pengujian tarik komposit bermatriks polimer. Namun, penelitian ini menggunakan spesimen dengan geometri yang menyerupai ASTM D638 Tipe I (*dog-bone geometry*) untuk mengurangi potensi kegagalan dini pada daerah penjepit (*grip failure*), yang sering terjadi pada pengujian laminat serat karbon tanpa *end-tab*. Bentuk *dog-bone* memusatkan distribusi tegangan pada daerah *gauge section*, sehingga kemungkinan terjadinya patah pada area penjepit dapat diminimalkan.

Penggunaan geometri tersebut berpotensi menghasilkan distribusi tegangan yang tidak seragam akibat adanya transisi pada daerah *fillet radius*. Oleh karena itu, perhitungan modulus elastisitas dilakukan berdasarkan data regangan yang diperoleh dari daerah paralel (*parallel gauge section*), sedangkan interpretasi terhadap kekuatan tarik maksimum dan karakteristik kegagalan mempertimbangkan kemungkinan terjadinya konsentrasi tegangan pada daerah transisi geometri. Berdasarkan **Gambar 4.5** menunjukkan salah satu spesimen representatif laminat hibrida segera setelah mengalami kegagalan tarik ketika masih terjepit pada mesin uji.



Gambar 4.5. Spesimen representatif laminat segera setelah mengalami kegagalan tarik ketika masih terjepit pada mesin uji: (a) hibrida, (b) CFRP.

Patahan terjadi pada daerah gauge section di sekitar transisi antara gauge dan fillet setelah spesimen mencapai beban tarik maksimum (ultimate tensile load). Selama pengujian tidak ditemukan indikasi terjadinya selip pada penjepit (grip slippage) maupun kerusakan akibat penjepitan (grip-induced crushing), yang menunjukkan bahwa beban tarik berhasil ditransfer secara efektif ke daerah pengujian (test section) sebagaimana yang diharapkan.

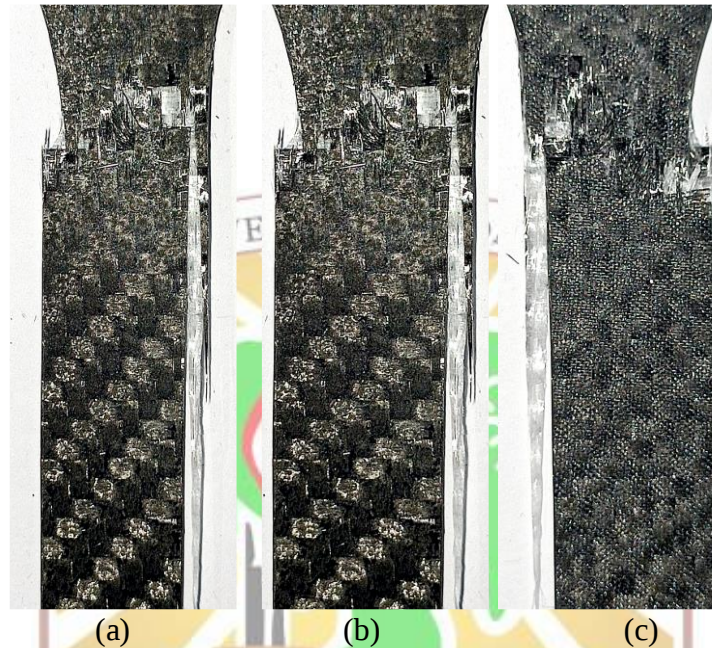
Setelah spesimen dilepaskan dari mesin uji, dilakukan pengamatan makroskopik dari beberapa arah untuk mengevaluasi karakteristik kerusakan yang terjadi. **Gambar 4.6** memperlihatkan tampilan keseluruhan spesimen dari sisi depan dan belakang, **Gambar 4.7** menyajikan pembesaran pada daerah patahan, sedangkan **Gambar 4.8** menunjukkan tampilan samping untuk mengamati karakteristik kerusakan sepanjang ketebalan laminat serta delaminasi pada bagian tepi (*edge delamination*).



Gambar 4.6. Tampilan makroskopik keseluruhan spesimen representatif laminat hibrida 1 setelah pengujian tarik: (a) tampak depan dan (b) tampak belakang.

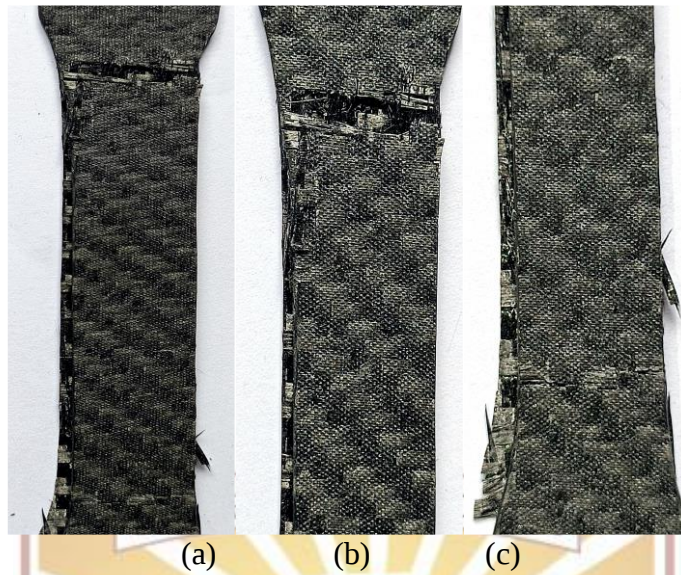
Pengamatan makroskopik menunjukkan bahwa kerusakan terlokalisasi pada daerah *gauge section*. Daerah tersebut mengalami patahnya bundel serat karbon secara menyeluruh yang disertai fragmentasi matriks pada area sekitar patahan. Di luar daerah patahan, arsitektur anyaman (*woven architecture*) masih tampak relatif

utuh, yang menunjukkan bahwa kegagalan bersifat terlokalisasi dan tidak merambat sepanjang daerah *gauge length*. Fragmentasi matriks hanya terlihat pada area yang berdekatan dengan permukaan patahan, sedangkan bagian laminat di sekitarnya masih mempertahankan kontinuitas strukturnya.



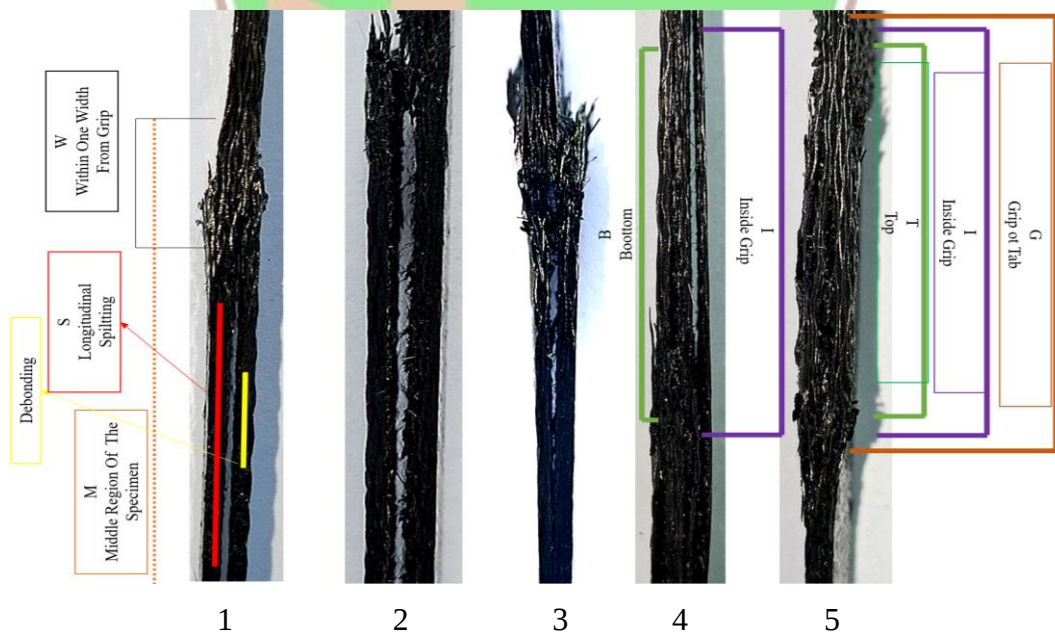
Gambar 4.7. Pembesaran daerah patahan pada spesimen representatif laminat hibrida 1: (a) permukaan patahan (*fracture surface*), (b) tampak depan (*front view*), dan (c) tampak belakang (*rear view*).

Pengamatan pada pembesaran yang lebih tinggi memperlihatkan putusnya bundel serat karbon secara menyeluruh yang disertai fragmentasi matriks pada area lokal serta delaminasi terbatas di sepanjang tepi penampang patahan (*edge delamination*). Fenomena *fiber pull-out* dan *fiber bridging* juga teramati, yang mengindikasikan bahwa sebagian serat kaca masih mempertahankan kontinuitasnya setelah serat karbon mengalami patah. Pengamatan visual tidak menunjukkan adanya delaminasi antarlapis (*interlaminar delamination*) yang meluas maupun perambatan retak memanjang (*progressive longitudinal crack propagation*) sepanjang daerah *gauge length*.



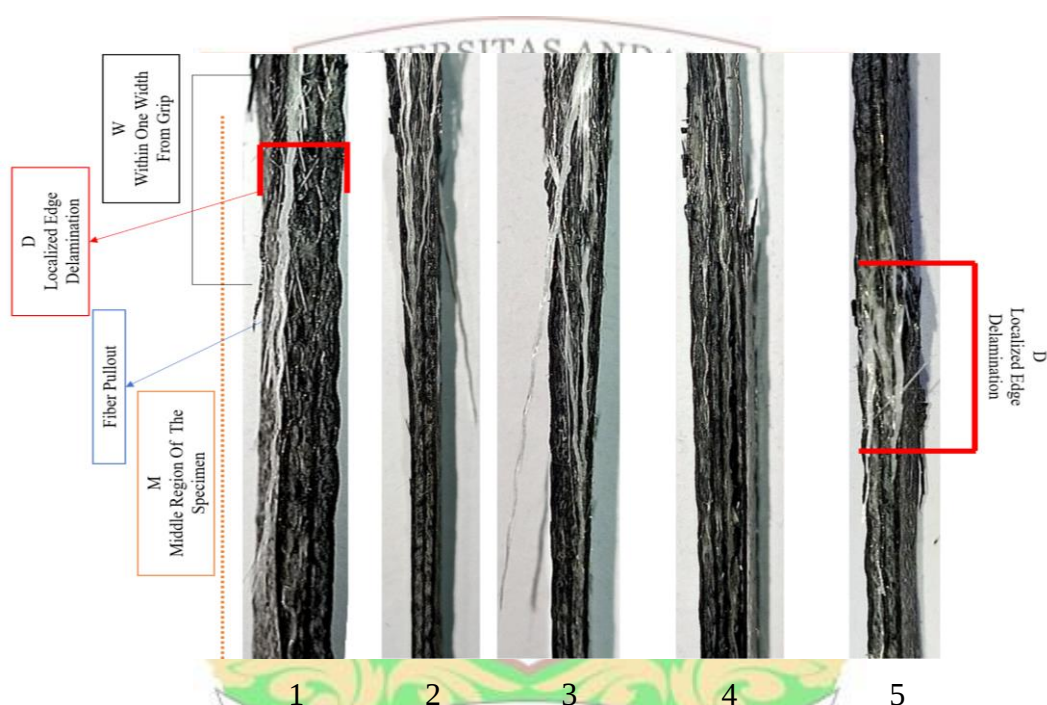
Gambar 4.8. Pembesaran daerah patahan pada spesimen representatif laminat CFRP 1: (a) permukaan patahan (*fracture surface*), (b) tampak depan (*front view*), dan (c) tampak belakang (*rear view*).

Pengamatan makroskopik pada spesimen CFRP menunjukkan bahwa kerusakan juga terlokalisasi pada daerah *gauge section* dengan patahan melintang yang relatif bersih dan memutus seluruh penampang laminat.



Gambar 4.9. Perbandingan tampak samping spesimen representatif hasil pengujian tarik yang menunjukkan karakteristik kerusakan sepanjang ketebalan laminat CFRP.

Berbeda dengan laminat hibrida, daerah patahan pada CFRP memperlihatkan kerusakan yang lebih terfokus dengan sedikit penyebaran kerusakan ke area di sekitarnya. Arsitektur anyaman karbon di luar daerah patahan tetap terlihat utuh, sedangkan fragmentasi matriks hanya tampak di sekitar permukaan patahan. Hasil pengamatan ini menunjukkan bahwa kegagalan terjadi secara tiba-tiba setelah spesimen mencapai beban maksimum, yang mencerminkan karakteristik patah getas (*brittle fracture*) pada laminat monolitik CFRP.



Gambar 4.10. Perbandingan tampak samping spesimen representatif hasil pengujian tarik yang menunjukkan karakteristik kerusakan sepanjang ketebalan laminat hibrida.

Pengamatan dari arah samping menunjukkan bahwa kerusakan tetap terlokalisasi pada area patahan di sepanjang ketebalan laminat. Patah serat karbon merupakan mekanisme kegagalan utama yang menyebabkan kegagalan akhir laminat, sedangkan *fiber pull-out*, *fiber bridging*, delaminasi tepi yang terbatas (*limited edge delamination*), dan fragmentasi matriks berkembang sebagai karakteristik kerusakan sekunder. Hasil pengamatan makroskopik tersebut konsisten dengan respons tegangan-regangan tarik yang telah dibahas pada

Subbab 4.3.1, di mana laminat hibrida mencapai rata-rata kekuatan tarik sebesar 395,62 MPa dengan modulus elastisitas sebesar 10,40 GPa sebelum mengalami patah secara tiba-tiba.

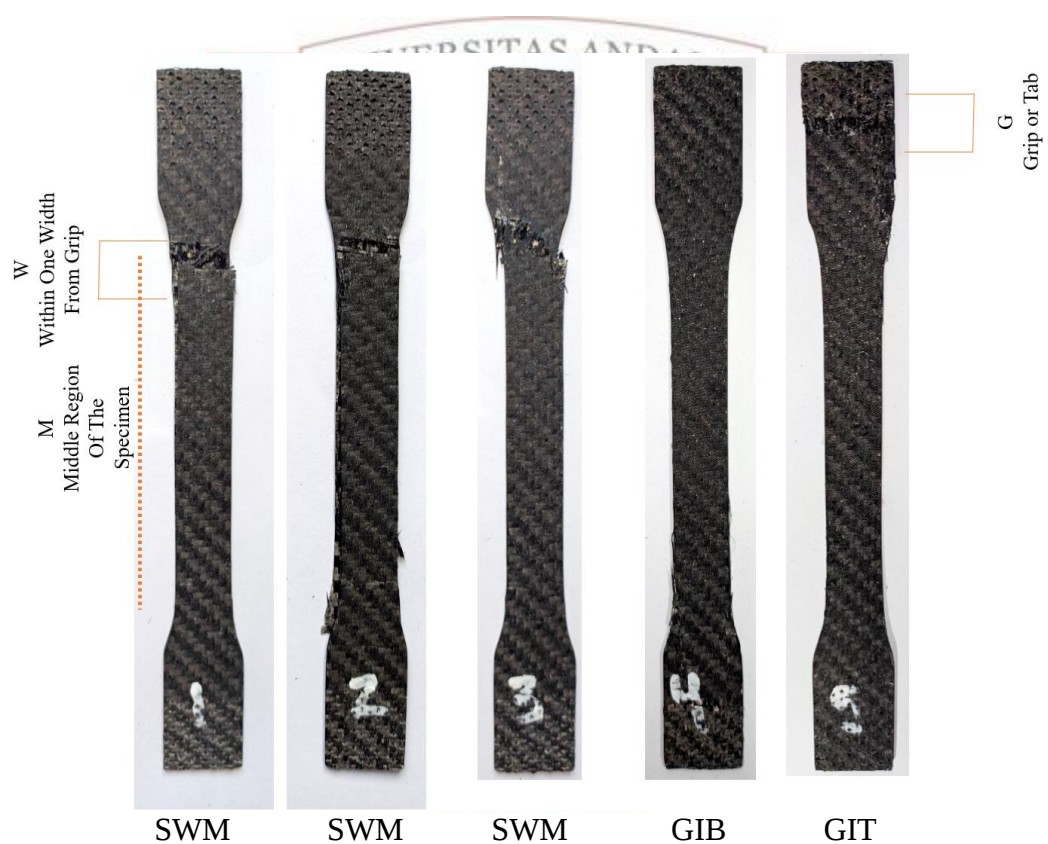
Kemudian pengamatan dari arah samping menunjukkan bahwa laminat CFRP mengalami kerusakan yang berbeda dibandingkan laminat hibrida. Selain patahan melintang pada daerah *gauge section*, tampak adanya retakan memanjang (*longitudinal splitting*) pada bagian tengah ketebalan laminat yang membentuk celah (*opening*) di sepanjang arah spesimen. Celah tersebut terlihat memisahkan laminat menjadi dua bagian pada area sekitar patahan, sehingga menunjukkan bahwa kerusakan tidak hanya terjadi pada penampang patahan, tetapi juga berkembang sepanjang arah longitudinal laminat. Karakteristik ini tidak tampak pada spesimen hibrida yang kerusakannya tetap terlokalisasi di sekitar daerah patahan.

Mode kegagalan spesimen selanjutnya diklasifikasikan berdasarkan sistem pengkodean tiga karakter yang ditetapkan dalam ASTM D3039. Pada sistem tersebut, karakter pertama menunjukkan jenis kegagalan (*failure type*), karakter kedua menunjukkan area terjadinya kegagalan (*failure area*), dan karakter ketiga menunjukkan lokasi kegagalan (*failure location*) [7].



Gambar 4.11. Klasifikasi mode kegagalan ASTM D3039 pada spesimen uji tarik laminat hibrida.

Seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 4.11**, seluruh spesimen laminat hibrida diklasifikasikan sebagai DWM, hal tersebut menunjukkan terjadinya delaminasi pada tepi (*edge delamination*) dalam jarak satu lebar spesimen dari penjepit (*within one width from grip*) dengan lokasi kegagalan berada pada bagian tengah spesimen (*middle*). Meskipun inisiasi patahan terjadi di sekitar transisi *gauge-fillet* sebagai konsekuensi penggunaan geometri ASTM D638 Tipe I, seluruh spesimen menunjukkan karakteristik kegagalan makroskopik yang konsisten tanpa adanya propagasi retak antarlapis yang meluas.



Gambar 4.12. Klasifikasi mode kegagalan ASTM D3039 pada spesimen uji tarik laminat CFRP.

Sebagai perbandingan pada **Gambar 4.12** menunjukkan klasifikasi mode kegagalan ASTM D3039 pada spesimen laminat CFRP. Spesimen 1 hingga 3 diklasifikasikan sebagai SWM, sedangkan Spesimen 4 dan 5 masing-masing diklasifikasikan sebagai GIB dan GIT. Berbeda dengan laminat hibrida, spesimen CFRP menunjukkan variasi lokasi patahan yang lebih besar. Kondisi tersebut

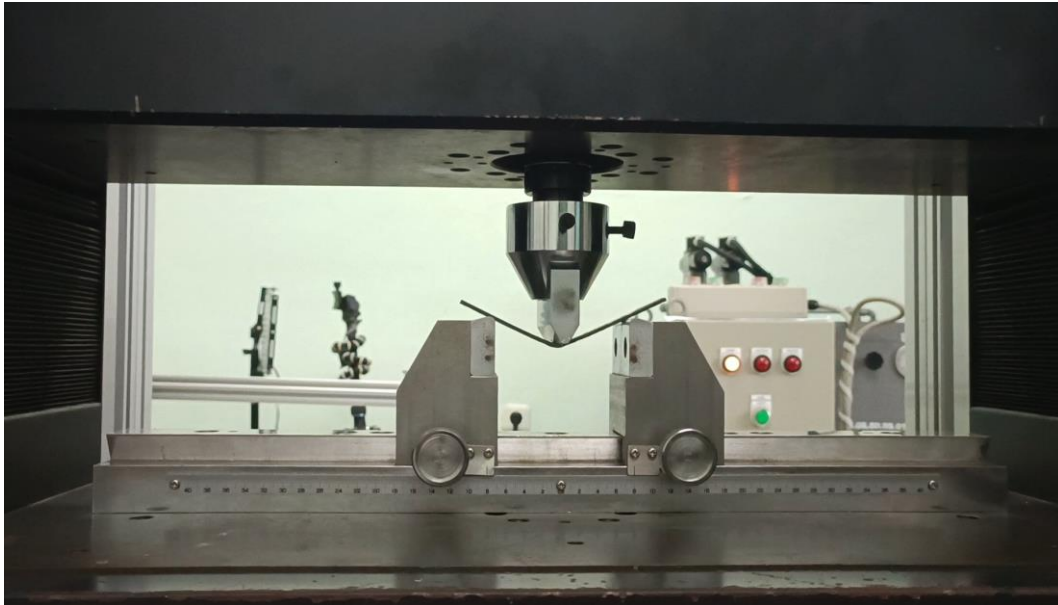
mengindikasikan bahwa laminat CFRP lebih sensitif terhadap konsentrasi tegangan yang ditimbulkan oleh geometri spesimen ASTM D638 Tipe I.

Meskipun geometri spesimen mengikuti ASTM D638 Tipe I, material yang diuji merupakan laminat komposit *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM), bukan polimer isotropik sebagaimana yang menjadi ruang lingkup ASTM D638. Oleh karena itu, respons pembebanan tarik dan karakteristik kegagalan dianalisis berdasarkan ASTM D3039, yang secara khusus digunakan untuk komposit laminat berpenguat serat. Pendekatan ini memungkinkan penggunaan geometri *dog-bone* untuk meminimalkan kegagalan pada daerah penjepit, sekaligus mempertahankan interpretasi sifat mekanik dan karakteristik kegagalan sesuai dengan praktik pengujian material komposit.

4.4.2 Analisis Kegagalan Pengujian Lentur Laminat Hibrida dan CFRP

Karakterisasi kegagalan pada spesimen uji lentur difokuskan pada pengamatan lokasi patahan, lokasi inisiasi retak, patah serat yang tampak secara makroskopik, pemisahan antarlapis (*layer separation*), serta pola kerusakan yang terbentuk setelah pengujian *three-point bending* [74]. Hasil pengamatan tersebut selanjutnya dikorelasikan dengan respons mekanik yang diperoleh dari pengujian lentur untuk memberikan interpretasi kualitatif mengenai karakteristik kegagalan laminat komposit hibrida dan laminat *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembanding.

Hasil pengamatan makroskopik terhadap spesimen uji lentur menunjukkan perbedaan karakteristik kegagalan yang jelas antara laminat *Carbon Fiber Reinforced Polymer* (CFRP) sebagai material pembanding dan laminat komposit hibrida *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM). Pada kedua konfigurasi laminat, kegagalan diawali dari sisi tarik (*tensile side*) atau permukaan bawah spesimen tepat di bawah titik pembebanan (*loading nose*). Meskipun demikian, perbedaan paling nyata terlihat pada kondisi deformasi spesimen setelah mengalami kegagalan. **Gambar 4.13** memperlihatkan kondisi spesimen laminat hibrida sesaat setelah mengalami kegagalan lentur ketika masih berada pada posisi pembebanan di dalam mesin uji.



Gambar 4.13. Spesimen representatif laminat hibrida selama pengujian lentur pada *Universal Testing Machine*.

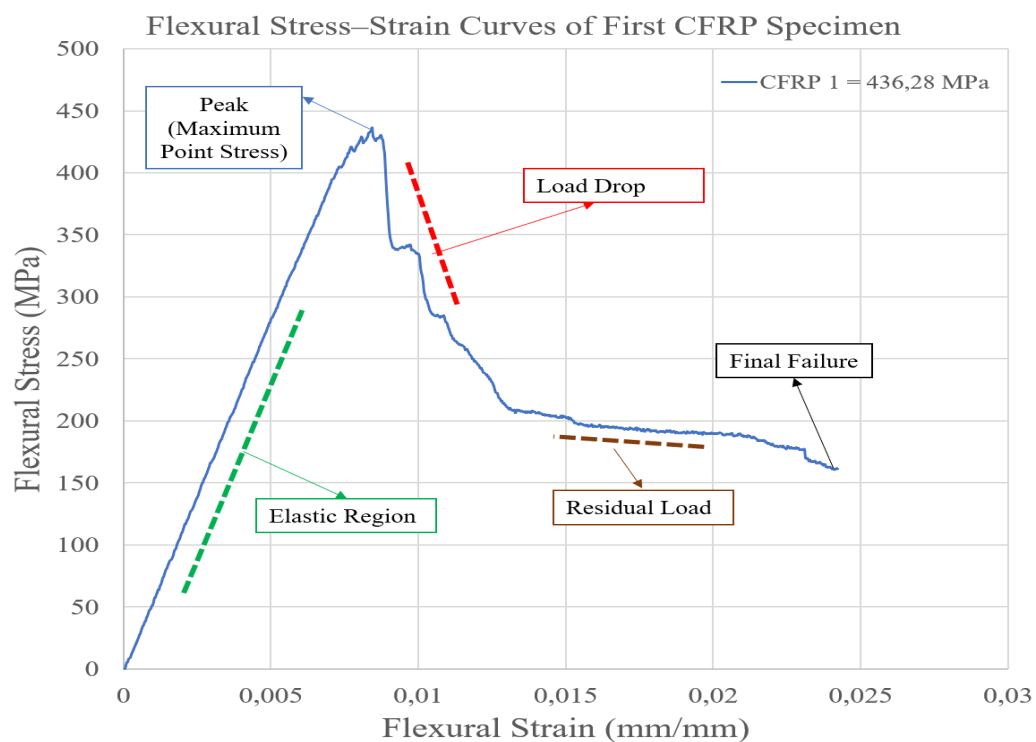
Selain perbedaan yang terlihat pada kurva tegangan-regangan lentur, hasil pengamatan juga menunjukkan adanya fenomena *spring-back* setelah spesimen dilepaskan dari pembebanan *three-point bending* [20].



Gambar 4.14. Perbandingan tampak samping spesimen hasil uji lentur: (a) laminat hibrida dan (b) laminat CFRP.

Kondisi deformasi setelah pengujian memberikan bukti makroskopik yang mendukung adanya perbedaan perilaku kegagalan lentur antara laminat hibrida dan laminat CFRP. Sebagaimana ditunjukkan pada **Gambar 4.14**, seluruh spesimen laminat hibrida masih menunjukkan kemampuan untuk mengalami pemulihan bentuk (*spring-back recovery*) setelah pembebanan dilepaskan. Sebaliknya, spesimen CFRP mengalami patah getas (*brittle fracture*) yang bersifat permanen sehingga hampir tidak menunjukkan pemulihan elastis dan meninggalkan deformasi lentur yang tidak dapat kembali ke bentuk semula.

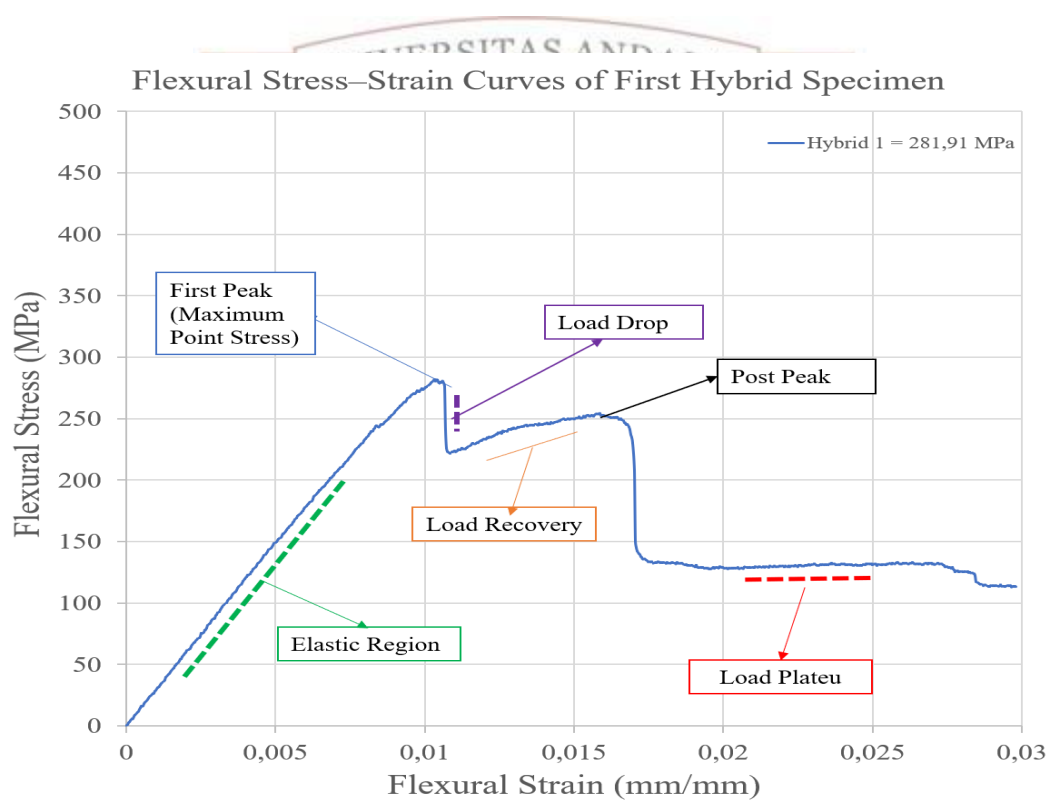
Perbedaan karakteristik kegagalan tersebut didukung oleh respons tegangan–regangan lentur yang telah dibahas pada **Subbab 4.3.2** serta data hasil pengujian yang diperoleh selama eksperimen. **Gambar 4.15** menyajikan kurva tegangan–regangan lentur representatif untuk laminat CFRP.



Gambar 4.15. Kurva tegangan–regangan lentur representatif laminat CFRP 1.

Laminat CFRP sebagai material pembeding menghasilkan rata-rata kekuatan lentur sebesar $443,90 \pm 17,36$ MPa dengan modulus lentur sebesar $54,15 \pm 2,35$

GPa. Namun demikian, setelah mencapai beban maksimum, kurva tegangan–regangan menunjukkan penurunan tegangan yang sangat tajam pada daerah *post-peak* disertai kemampuan menahan beban sisa (*residual load-carrying capability*) yang sangat terbatas. Karakteristik tersebut menunjukkan bahwa kegagalan didominasi oleh patah getas akibat putusnya lapisan serat karbon pada sisi terluar laminat, sehingga tidak terdapat mekanisme penguat yang mampu mempertahankan deformasi lebih lanjut maupun menghasilkan fenomena *spring-back* setelah pembebanan dilepaskan.



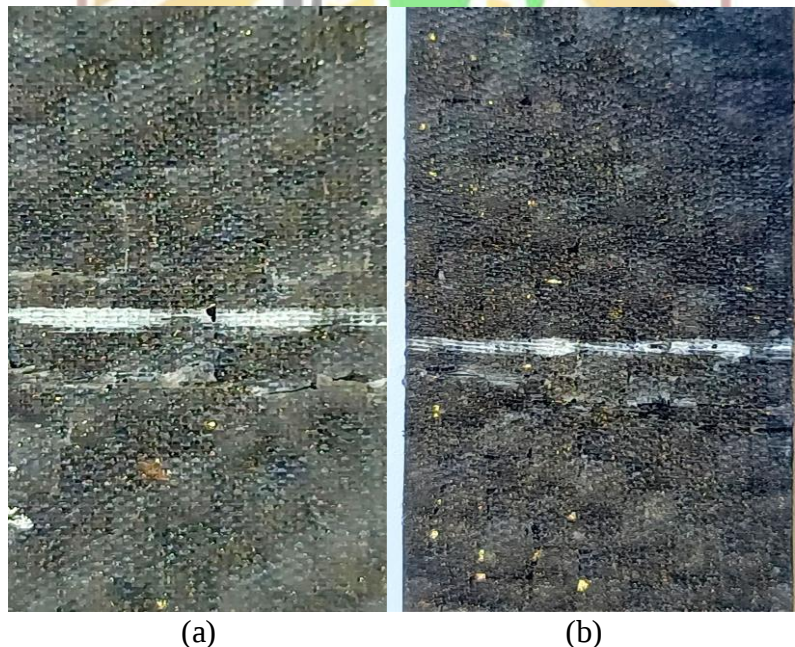
Gambar 4.16. Kurva tegangan–regangan lentur representatif laminat hibrida 1.

Berbeda dengan laminat CFRP, laminat hibrida menghasilkan rata-rata kekuatan lentur sebesar $294,07 \pm 29,35$ MPa dan modulus lentur sebesar $32,23 \pm 2,50$ GPa. Meskipun nilai tersebut lebih rendah dibandingkan laminat CFRP, kurva tegangan–regangan pada **Gambar 4.16** menunjukkan respons *post-peak* yang lebih progresif. Setelah mencapai tegangan maksimum, kurva tegangan–regangan memperlihatkan pola menyerupai gerigi (*sawtooth pattern*) yang ditandai oleh

fluktuasi tegangan secara berulang disertai daerah *load plateau* yang lebih panjang. Karakteristik tersebut menunjukkan bahwa laminat hibrida masih mampu mempertahankan kemampuan menahan beban (*residual load-carrying capability*) pada rentang regangan yang lebih besar sebelum mengalami kegagalan akhir (*final fracture*) [88].

Data hasil pengujian lentur menunjukkan bahwa nilai *flexural strain at break* kedua material relatif serupa, yaitu sekitar 0,848 %GL untuk laminat CFRP dan 0,833 %GL untuk laminat hibrida. Meskipun demikian, laminat hibrida mampu mencapai tingkat deformasi tersebut tanpa mengalami patah secara tiba-tiba (*catastrophic failure*), sebagaimana yang terjadi pada laminat CFRP.

Perbedaan karakteristik kegagalan tersebut semakin terlihat melalui perbandingan morfologi patahan lokal yang disajikan pada **Gambar 4.17**. Secara makroskopik, spesimen laminat hibrida (Gambar 4.16a) menunjukkan retakan melintang pada bagian tengah bentang (*mid-span*) dengan penyebaran retak ke arah samping yang relatif terbatas.



Gambar 4.17. Perbandingan pembesaran karakteristik patahan makroskopik pada daerah kegagalan lentur: (a) laminat hibrida dan (b) laminat CFRP.

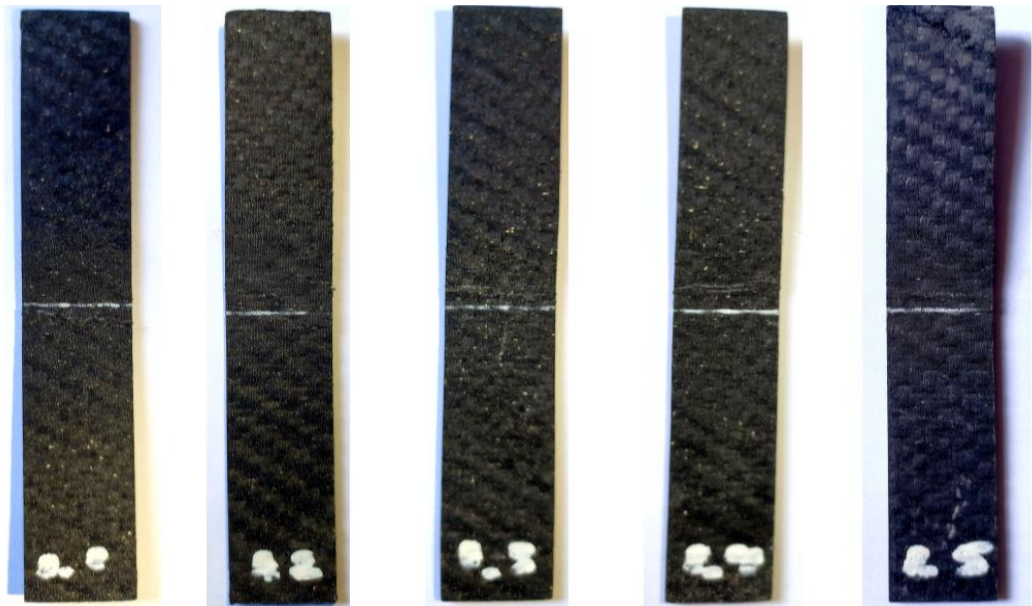
Kondisi ini menunjukkan bahwa patahnya serat terjadi secara lokal tanpa disertai delaminasi yang meluas. Sebaliknya, spesimen CFRP (Gambar 4.16b) memperlihatkan patahan melintang yang berkembang secara penuh disertai indikasi terlepasnya ikatan matriks (*matrix debonding*), yang sesuai dengan penurunan tegangan secara tiba-tiba pada kurva tegangan–regangan lentur.

Perbedaan kemampuan menahan kerusakan (*damage tolerance*) juga terlihat dari kondisi spesimen setelah pengujian selesai. Sebagaimana ditunjukkan pada **Gambar 4.18**, seluruh spesimen laminat hibrida tetap mempertahankan bentuk yang relatif lurus setelah pembebanan dilepaskan. Kondisi tersebut menunjukkan adanya pemulihan deformasi elastis (*elastic recovery*) yang ditandai oleh munculnya fenomena *spring-back*.



Gambar 4.18. Kondisi makroskopik spesimen laminat hibrida setelah pengujian lentur.

Sebaliknya, seluruh spesimen CFRP mengalami deformasi lentur permanen setelah pengujian. Seperti ditunjukkan pada **Gambar 4.19**, laminat CFRP hampir tidak menunjukkan pemulihan elastis setelah pembebanan dilepaskan sehingga spesimen tetap berada dalam kondisi melengkung akibat kegagalan yang terjadi.



Gambar 4.19. Kondisi makroskopik spesimen laminat CFRP setelah pengujian lentur.

Perbedaan kondisi spesimen setelah pengujian tersebut konsisten dengan respons mekanik yang telah dibahas pada **Subbab 4.3.2** serta karakteristik makroskopik yang diamati pada masing-masing laminat. Pada laminat hibrida, lapisan serat karbon yang berada pada sisi terluar diperkirakan mengalami kegagalan terlebih dahulu ketika mencapai regangan kritis. Namun demikian, keberadaan lapisan serat kaca dan *Chopped Strand Mat* (CSM) pada bagian inti masih mampu mempertahankan kontinuitas struktur sehingga pembebanan dapat terdistribusi secara bertahap. Secara makroskopik, mekanisme tersebut ditunjukkan oleh berkembangnya delaminasi antarlapis (*interlaminar delamination*) dan retak matriks (*matrix cracking*) yang terbatas, sehingga deformasi elastis sebagian masih dapat dipulihkan setelah pembebanan dilepaskan dan menghasilkan fenomena *spring-back*. Sebaliknya, laminat CFRP tidak memiliki lapisan inti dengan kekakuan yang lebih rendah untuk membantu redistribusi beban. Akibatnya, kegagalan terjadi secara getas (*brittle*) dan bersifat permanen tanpa pemulihan deformasi yang berarti setelah spesimen mengalami patah.

4.5 Evaluasi Potensi Penerapan Laminat Hibrida pada Struktur Sekunder UAV

Potensi penerapan laminat komposit hibrida pada struktur *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) ditinjau melalui perbandingan hasil pengujian mekanik dengan beberapa penelitian terdahulu mengenai material komposit untuk aplikasi struktur dirgantara. Hasil perbandingan tersebut memberikan gambaran mengenai performa mekanik laminat yang dikembangkan relatif terhadap material komposit yang telah dilaporkan pada berbagai penelitian sebelumnya.

Penelitian mengenai material komposit hasil manufaktur aditif untuk komponen rangka *multirotor* UAV menunjukkan bahwa metode *Continuous Fiber Fabrication* (CFF) dengan penguat serat kaca menghasilkan kekuatan tarik maksimum sebesar 164 MPa [89]. Sebagai perbandingan, laminat komposit hibrida hasil penelitian ini mencapai rata-rata kekuatan tarik sebesar 395,62 MPa, atau lebih dari dua kali lipat nilai yang dilaporkan pada material komposit hasil manufaktur aditif tersebut.

Pada penelitian lain, komposit hibrida bambu-serat karbon yang dioptimalkan untuk *wing spar* UAV menghasilkan kekuatan lentur sebesar 288,5 MPa dengan modulus lentur sebesar 31,8 GPa [1]. Hasil pengujian pada penelitian ini menunjukkan bahwa laminat *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) memiliki rata-rata kekuatan lentur sebesar 294,07 MPa dan modulus lentur sebesar 32,23 GPa, sehingga sedikit lebih tinggi dibandingkan material komposit yang dilaporkan pada penelitian tersebut.

Selain itu, struktur *sandwich* CFRP/ABS/CFRP yang diproduksi menggunakan metode *Fused Deposition Modeling* (FDM) dilaporkan memiliki kekuatan tarik maksimum sebesar 93,3 MPa dengan modulus elastisitas sebesar 10,1 GPa [90]. Sebagai perbandingan, laminat komposit hibrida hasil fabrikasi *vacuum infusion* pada penelitian ini menghasilkan rata-rata kekuatan tarik sebesar 395,62 MPa dengan modulus elastisitas sebesar 10,40 GPa. Perbedaan tersebut menunjukkan bahwa proses fabrikasi *vacuum infusion* yang dipadukan dengan konfigurasi laminasi *Carbon/Fiberglass/Chopped Strand Mat* (CSM) mampu menghasilkan kekuatan tarik yang lebih tinggi dibandingkan komposit hasil manufaktur aditif yang digunakan sebagai pembandingan.

Penelitian mengenai pengaruh konfigurasi penyusunan serat (*stacking sequence*) pada komposit hibrida *Carbon/GFRP* juga menunjukkan bahwa susunan *balanced cross-ply* dan *quasi-isotropic* mampu meningkatkan performa mekanik melalui penempatan lapisan GFRP pada arah transversal serta lapisan CFRP berorientasi $\pm 45^\circ$ yang berperan dalam meningkatkan distribusi tegangan geser selama pembebanan lentur [91]. Sejalan dengan hasil tersebut, konfigurasi laminasi *Carbon/Fiberglass/CSM/Carbon/Fiberglass/CSM/Carbon* yang digunakan pada penelitian ini menunjukkan karakteristik kegagalan yang berkembang secara bertahap (*progressive failure*). Hasil tersebut juga sejalan dengan kajian mengenai komposit hibrida karbon-serat kaca yang menyatakan bahwa kombinasi serat karbon berkekakuan tinggi dan serat kaca yang memiliki regangan patah lebih besar dapat meningkatkan toleransi terhadap kerusakan (*damage tolerance*) tanpa meningkatkan biaya material secara signifikan [92].

Secara keseluruhan, hasil penelitian ini menunjukkan bahwa sifat mekanik laminat komposit hibrida yang dikembangkan berada pada kisaran yang sebanding dengan beberapa material komposit yang telah dilaporkan untuk aplikasi struktur sekunder UAV. Selain memiliki kekuatan tarik dan kekuatan lentur yang kompetitif, laminat hibrida juga memperlihatkan karakteristik kegagalan yang berkembang secara bertahap (*progressive failure*) disertai fenomena *spring-back*. Karakteristik tersebut mengindikasikan bahwa laminat komposit hibrida hasil fabrikasi *vacuum infusion* berpotensi untuk dikembangkan sebagai material pada komponen struktur sekunder UAV yang memerlukan keseimbangan antara kekakuan, toleransi terhadap kerusakan, dan kemampuan mempertahankan integritas struktur setelah terjadi inisiasi kerusakan.