

SKRIPSI

**“PENGARUH STRUKTUR *CORE FIBER METAL LAMINATES (FML)*
UNTUK APLIKASI RANGKA SAYAP PESAWAT *ULTRALIGHT*”.**

OLEH :

**Muhammad Salim Makmur
D21116023**



**DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS HASANUDDIN
GOWA
2020**

SKRIPSI

**“PENGARUH STRUKTUR *CORE FIBER METAL LAMINATES* (FML)
UNTUK APLIKASI RANGKA SAYAP PESAWAT *ULTRALIGHT*”.**

OLEH :

**Muhammad Salim Makmur
D21116023**

**Merupakan salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik
Mesin pada Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin**

**DEPARTEMEN TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS HASANUDDIN
GOWA
2020**

LEMBAR PENGESAHAN

Tugas akhir ini diajukan untuk memenuhi salah satu persyaratan Mengikuti Ujian Akhir guna memperoleh gelar Sarjana Teknik Mesin pada Jurusan Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin

JUDUL :

PENGARUH STRUKTUR *CORE FIBER METAL LAMINATES* (FML) UNTUK APLIKASI RANGKA SAYAP PESAWAT *ULTRALIGHT*.

Muhammad Salim Makmur
D21116023

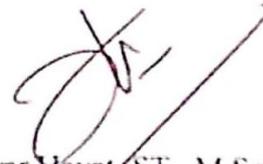
Telah diperiksa dan disetujui oleh :

Dosen Pembimbing I



Dr. Muhammad Syahid, ST., MT.
NIP. 19770707 200501 1 001

Dosen Pembimbing II



Azwar Hayat, ST., M.Sc., Ph.D.
NIP. 19840126 2001212 1 002

Mengetahui,

Ketua Departemen Mesin Fakultas Teknik
Universitas Hasanuddin



Dr. H. Jalaluddin, ST., MT.
NIP. 19720825 2000003 1 001

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI

Saya yang bertanda - tangan dibawah ini :

NAMA : Muhammad Salim Makmur
NIM : D21116023
JUDUL SKRIPSI : Pengaruh Struktur *Core Fiber Metal Laminates* (Fml)
Untuk Aplikasi Rangka Sayap Pesawat *Ultralight*

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa Skripsi ini merupakan hasil penelitian, pemikiran dan pemaparan asli saya sendiri. Saya tidak mencantumkan tanpa pengakuan bahan – bahan yang telah dipublikasikan sebelumnya atau ditulis oleh orang lain, atau sebagai bahan yang pernah diajukan untuk gelar atau ijazah pada Universitas Hasanuddin atau perguruan tinggi Lainnya.

Apabila dikemudian hari terdapat penyimpangan dan ketidakbenaran dalam pernyataan ini, maka saya bersedia menerima sanksi akademik sesuai dengan peraturan yang berlaku di Universitas Hasanuddin.

Demikian pernyataan ini saya buat.

Makassar, 25/11/2020

Yang membuat pernyataan,



Muhammad Salim Makmur

KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadirat Allah SWT, atas limpahan Rahmat dan Karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan judul **PENGARUH STRUKTUR CORE FIBER METAL LAMINATES (FML) UNTUK APLIKASI RANGKA SAYAP PESAWAT ULTRALIGHT**. Sholawat serta salam semoga tercurah limpahkan dipangkuan Nabiullah Muhammad Shollallahu Alaihi Wasallam, kepada keluarganya, para sahabatnya, hingga kepada umatnya hingga akhir zaman, Aamiin.

Tujuan penulisan skripsi ini untuk memenuhi sebahagian syarat memperoleh gelar Sarjana Teknik (S.T) bagi mahasiswa program S-1 di Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin.

Penghargaan dan terima kasih yang setulus-tulusnya kepada Ayahanda tercinta Makmur dan Ibunda yang kusayangi Fatmawati yang telah mencurahkan segenap cinta dan kasih sayang serta perhatian moril maupun materil. Semoga Allah SWT selalu melimpahkan Rahmat, Kesehatan, Karunia dan keberkahan di dunia dan di akhirat atas budi baik yang telah diberikan kepada penulis.

Penghargaan dan terima kasih penulis berikan kepada Bapak Dr. Muhammad Syahid, ST.,MT selaku Dosen pembimbing I dan Bapak Azwar Hayat, ST., M.Sc.,Ph.D. selaku Dosen pembimbing II yang telah banyak membantu baik dalam penulisan maupun pemikiran pada skripsi ini. Selanjutnya penulis dengan tulus mengucapkan terima kasih kepada:

1. Yth. Bapak Dr.Eng Jalaluddin, ST., MT.dan kepada Bapak Dr. Muhammad Syahid, ST.,MT selaku Ketua Departemen dan Sekretaris Departemen Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin beserta staff dalam membantu administrasi dalam pengurusan tugas akhir ini.
2. Yth. Seluruh Bapak/Ibu Dosen Departemen Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah banyak membimbing dan memberikan ilmu pengetahuan kepada penulis.
3. Teman-teman seperjuangan Teknik Mesin angkatan 2016 (COMPRESSOR 16) yang telah memberi bantuan dan semangat dalam menyelesaikan tugas akhir penulis.

4. Teman saya Muh Khairul Cangara yang telah banyak membantu saya dalam pengerjaan skripsi saya.
5. Teman – teman asisten Laboratorium Pengecoran Harun , Dennis, Alen dan Fadil yang telah banyak membantu dalam penelitian ini.
6. Muhammad Zuhair selaku Direktur Eksekutif Yayasan Hadji Kalla yang telah memberikan beasiswa Tugas Akhir Kalla Tahap 2.
7. Teman-teman seperjuangan Teknik angkatan 2016 yang telah memberi bantuan dan semangat dalam menyelesaikan tugas akhir penulis.
8. Serta semua pihak yang tidak dapat disebut satu per satu yang telah banyak membantu penulis dalam menyelesaikan tugas akhir ini.

Semoga segala bantuan yang tidak ternilai harganya ini mendapat imbalan di sisi Allah SWT sebagai amal ibadah, Amin.

Akhir kata penulis menyadari bahwa dalam penulisan skripsi ini masih jauh dari kesempurnaan. Karena itu, penulis memohon saran dan kritik yang sifatnya membangun demi kesempurnaannya dan semoga bermanfaat bagi kita semua.
Amin

Gowa , 5 Oktober 2020

penulis

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL	ii
LEMBAR PENGESAHAN	iii
LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI	iv
KATA PENGANTAR	v
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR.....	ix
DAFTAR TABEL	xi
DAFTAR LAMPIRAN	xii

I. PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang	1
1.2. Perumusan masalah	2
1.3. Tujuan penelitian.....	3
1.4. Batasan Masalah.....	3
1.5. Manfaat Penelitian.....	4

II. LANDASAN TEORI

2.1. Pesawat <i>Ultralight</i>	5
2.2. Komponen Bahan Pesawat Terbang	6
2.3. <i>Fiber Metal Laminates</i> (FML)	10
2.3.1. Hal – Hal yang Mempengaruhi Sifat Mekanik FML.....	14
2.4. <i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i> (CFRP)	17
2.5. Kekuatan Tarik.....	18
2.6. Kekuatan Bending	21
2.6.1. Tekanan.....	22
2.6.2. Benda Uji.....	23
2.6.3. <i>Point Bending</i>	23
2.7. <i>Rules of mixtuire</i> (ROM).....	24

III. METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Tempat dan waktu Penelitian	25
3.2. Alat dan Bahan	25
3.2.1. Alat.....	25
3.2.2. Bahan.....	27
3.3. Prosedur Pengujian.....	29
3.3.1. Pembuatan FML.....	29
3.3.2. Pengujian dan Pengambilan data.....	30
3.4. Diagram Alir Penelitian	33

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Hasil Pengujian Kekuatan Tarik	34
4.1.1. Contoh Perhitungan.....	34
4.1.2. Analisa kekuatan tarik, regangan dan modulus tarik CFRP (Carbon Fiber Reinforced Ploymer), Aluminium dan FML (Fiber Metal Laminates).....	36
4.2. Hasil Pengujian Kekuatan Bending.....	44
4.2.1. Contoh Perhitungan Uji Bending.....	44
4.2.2. Analisa kekuatan bending, regangan dan modulus tarik CFRP (Carbon Fiber Reinforced Ploymer), Aluminium dan FML (Fiber Metal Laminates).....	46
4.3. Hasil Patahan dan Bending FML	50
4.3.1. Hasil Patahan Pengujian Tarik.....	50
4.3.2. Hasil Patahan Spesimen Bending.....	53
4.4. Aplikasi FML pada rangka sayap pesawat <i>ultralight</i>	55

V. PENUTUP

5.1. Kesimpulan.....	58
5.2. Saran.....	58

DAFTAR PUSTAKA.....	59
----------------------------	-----------

LAMPIRAN

DAFTAR GAMBAR

2.1. Pesawat <i>Ultralight</i>	5
2.2. Material yang digunakan pada pesawat	7
2.3. CFRP	10
2.4. Ilustrasi retak fatigue(Gin Boay Chai, 2013)	11
2.5. FML mapping (Gin Boay Chai, 2013)	13
2.6. Daftar ARALL dan GLARE (Gin Boay Chai,2013)	13
2.7. Kegagalan yang terjadi pada FML (Gin Boay Chai, 2013)	14
2.8. Pengaruh jenis serat pada beban defleksi quasi-static (2c32: CARAL, 2H32: ARALL, 2R32: GLARE) (Vlot A, 1991)	16
2.9. CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer)	17
2.10. Kurva tegangan – regangan	19
2.11. Penampang uji bending (Standar ASTM D 790-02)	21
3.1. Jangka Sorong	25
3.2. Gurinda	25
3.3. Kaca	26
3.4. Pompa Vacuum	26
3.5. Kuas	26
3.6. Plastik	27
3.7. Isolasi	27
3.8. Timbangan	27
3.9. Plat Aluminium	28
3.10. Carbon Fiber	28
3.11. Epoxy resin dan hardener	29
3.12. <i>Perforated Release Film</i>	29
3.13. <i>Carbon Breather</i>	29
3.14. CFRP (<i>Carbon Fiber Metal Laminates</i>)	29
3.15. Susunan Lapisan Pada FML	
3.16. Spesimen Pengujian Tarik ASTM D 638-02	30
3.17. Spesimen uji bending ASTM D 790-02	31
3.18. Diagram alir penelitian	32

4.1. Kekuatan tarik dari CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>) , Aluminium dan FML (<i>Fiber Metal Laminates</i>) berdasarkan ketebalan aluminium	37
4.2. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan tarik dari FML dengan Al 0,5 mm.....	38
4.3. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan tarik dari FML dengan Al 1 mm.....	38
4.4. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan tarik dari FML dengan Al 1,5 mm.....	39
4.5. Regangan tarik dari CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>) , Aluminium dan FML (<i>Fiber Metal Laminates</i>) berdasarkan ketebalan aluminium	40
4.6. Modulus Elastisitas tarik dari CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>) , Aluminium dan FML (<i>Fiber Metal Laminates</i>) berdasarkan ketebalan aluminium	41
4.7. <i>Rules Of mixture</i> Modulus Elastisitas dari FML dengan Al 0,5 mm.	42
4.8. <i>Rules Of mixture</i> Modulus Elastisitas dari FML dengan Al 1 mm....	42
4.9. <i>Rules Of mixture</i> Modulus Elastisitas dari FML dengan Al 1,5 mm.	43
4.10. Kekuatan Bending dari CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>) , Aluminium dan FML (<i>Fiber Metal Laminates</i>) berdasarkan ketebalan aluminium	46
4.11. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan bending dari FML dengan Al 0,5 mm...	47
4.12. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan bending dari FML dengan Al 1 mm	47
4.13. <i>Rules Of mixture</i> Kekuatan bending dari FML dengan Al 1,5 mm...	48
4.14. Modulus Bending tarik dari CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>) , Aluminium dan FML (<i>Fiber Metal Laminates</i>) berdasarkan ketebalan aluminium	49
4.15. Foto Makro patahan tarik (a) sebelum terjadi patahn, (b) FML dengan Al 0,5 mm, (c) FML dengan Al 1 mm, (d) FML dengan Al 1,5 mm	51
4.16. Foto Mikro patahan tarik (a) FML dengan Al 0,5 mm, (b) FML dengan Al 1 mm,(c) FML dengan Al 1,5 mm.....	52
4.17. Foto Makro patahan bending (a) FML dengan Al 0,5 mm, (b) FML dengan Al 1 mm, (c) FML dengan Al 1,5 mm.....	54
4.18. Rangka pesawat Ultralight.....	56

DAFTAR TABEL

2.1. Kelebihan dan Kekurangan metode three Point Bending dan Four Point Bending (Khamid, 2011)	23
4.1. Hasil perhitungan nilai kekuatan tarik, regangan dan modulus Tarik.	36
4.2. Hasil perhitungan nilai kekuatan bending dan modulus bending	45
4.3. Mechanical properties material rangka sayap pesawat ultralight	56

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran I Proses Pembuatan Komposit dan Pengujian Spesimen

Lampiran II Tabel Pengujian dan Data Pengujian

ABSTRACT

The main material In ultralight plane wing frames are, aluminum, steel, wood and other composite materials. In this research, aluminum is combined in a sandwich layer with carbon fiber. The materials used are 1100 aluminum and carbon fiber with an orientation of $0^0/90^0$. The method used is vacuum bagging. In the vacuum bagging method, epoxy resin is used with a 1:1 ratio between resin and hardener. The sandwich layer on the specimen is CAC (carbon fiber, aluminum, carbon fiber). Variations were made on the thickness of the aluminum, namely 0.5 mm, 1 mm and 1.5 mm. Two tests were carried out, namely the tensile test and the bending test. The results were obtained on tensile strength that the tensile strength was obtained at FML with AL 0.5 mm because the proportion of the volume of carbon fiber was the largest compared to other specimens, at FML with 1.5 mm Al got the lowest tensile strength because the proportion of carbon fiber volume was lower than that of other specimens. another specimen. In the testers, to obtain the highest bending strength at 0.5 mm FML, the largest proportion of carbon fiber volume compared to other specimens, FML 1.5 obtained the lowest bending strength because the proportion of carbon fiber volume was the smallest compared to other specimens. And the bending strength has decreased from Al 0.5 mm due to debonding at the time of testing which causes a reduction in flexural strength.

.Keywords: Carbon fiber, Fiber Metal Laminates, aluminium Thickness, Ultralight Plane

ABSTRAK

Pada rangka sayap pesawat *ultralight* biasanya digunakan material aluminium, baja, kayu maupun material *composite* lainnya. Pada penelitian kali ini aluminium digabung dalam lapisan *sandwich* dengan carbon fiber. Material yang digunakan yaitu aluminium 1100 dan *carbon fiber* dengan orientasi $0^0/90^0$. Metode yang digunakan adalah *vacuum bagging*. Dalam metode *vacuum bagging* di gunakan epoxy resin dengan perbandingan 1: 1 antara resin dan hardener. Lapisan *sandwich* pada spesimen adalah CAC (*carbon fiber*, aluminium, *carbon fiber*). Variasi dilakukan pada tebal aluminiumnya yaitu 0,5 mm, 1 mm dan 1,5 mm. Dilakukan dua pengujian yaitu pengujian tarik dan pengujian bending. Didapatkan hasil pada kekuatan tarik bahwa kekuatan tarik tertinggi didapatkan pada FML dengan AL 0,5 mm karena persentase volume *carbon fiber* paling besar dibandingkan spesimen lainnya, pada FML dengan Al 1,5 mm didapatkan kekuatan tarik terendah itu di karenakan persentase volume carbon fiber lebih rendah dari pada spesimen yang lain. Pada pengujian bending di dapatkan kekuatan bending tertinggi pada FML 0,5 mm persentase volume carbon fiber paling besar dibandingkan spesimen lainnya, FML 1,5 didapatkan kekuatan bending terendah karena persentase volume carbon fiber paling kecil dibandingkan spesimen lainnya. Dan kekuatan bendingnya mengalami penurunan dari Al 0,5 mm karena terjadinya debonding pada saat dilakukan pengujian bending yang menyebabkan berkurangnya kekuatan bending. Kata kunci: Serat karbon, Fiber Metal Laminates, Ketebalan aluminium, Pesawat Ultralight

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Penggunaan material pada struktur pesawat terbang menggunakan material yang ringan. , Material yang ringan dan kuat adalah materila yang dibutuhkan pada pesawat terbang, peningkatan berat pada bahan pesawat terbang sendiri dijelaskan dalam bentuk operasional dan finansial sedangkan maraknya penelitian ini dalam industri pesawat terbang ini.

Pemakaian logam khususnya baja sebagai bahan baku dalam dunia manufaktur dan konstruksi mulai berkurang seiring dengan perkembangan teknologi dan pertimbangan terhadap masalah lingkungan dalam pengembangan material teknik. Material komposit, khususnya dengan penguatan serat alam mulai dikembangkan karena meningkatnya kebutuhan akan material yang kuat, ringan , tahan korosi, murah dan ramah lingkungan (Ward, 2002).

Fiber Metal Lamination (FML) mewakili evolusi dalam sistem material untuk digunakan dalam struktur sayap pesawat yang menunjukkan janji untuk mengurangi kelemahan – kelemahan yang ada . Laminasi serat-logam adalah hibrida dari sistem komposit berbasis aluminium dan polimer. Laminasi ini diproduksi dengan cara mengikat lapisan yang diperkuat serat dengan lembaran paduan aluminium tipis. Akibatnya, FML memiliki sifat mekanis, membentuk dan pengerjaan mirip dengan paduan aluminium tetapi dengan kepadatan lebih rendah. Selain itu, mereka memiliki kinerja kelelahan unggul dari komposit..

Akhirnya, tidak seperti bahan komposit tradisional, FML tidak rentan terhadap pembentukan kerusakan internal ketika mengalami peristiwa tubrukan atau impak. Saat ini, FML sedang digunakan di banyak aplikasi struktural sekunder di *airframes*. Karena kepadatannya yang lebih rendah dan kinerja yang unggul dalam toleransi kelelahan dan kerusakan, mereka juga dipertimbangkan untuk digunakan sebagai bahan struktural utama untuk

beberapa pesawat. Salah satunya adalah pemanfaatan Serat Logam Laminasi berbasis magnesium dalam struktur luar angkasa (Rene dkk, 2008), Kekuatan *Fatigue GLARE 2 Fibre-Metal Laminate* untuk sayap L610-P (A.vasek dkk, 1999), GLARE menawarkan kepada perancang struktural pesawat terbang sebuah solusi yang toleran terhadap kerusakan, ringan, dan hemat biaya untuk banyak aplikasi yang didominasi ketegangan. Awalnya dikembangkan untuk ketahanan leleh yang luar biasa, karakteristik lain dari serat logam laminasi termasuk sifat statis spesifik tinggi, kemudahan pembuatan, ketahanan dampak yang sangat baik, membakar melalui kemampuan menyaingi paduan titanium, dan ketahanan korosi yang baik. FML sudah dalam produksi untuk pintu kargo belakang C-17 dan beberapa pesawat angkut, aplikasi laminasi logam tampaknya siap untuk masa depan yang jauh lebih besar dalam struktur utama dari pesawat transportasi bertekanan tinggi, seperti Airbus 340 dan Airbus A3XX yang menantang. (L.B. Vogelesang, 2000)

Berdasarkan hal tersebut, peneliti ingin menganalisa bagaimana **“PENGARUH STRUKTUR *CORE FIBER METAL LAMINATES* (FML) UNTUK APLIKASI RANGKA SAYAP PESAWAT *ULTRALIGHT*”**

1.2. Perumusan Masalah

Permasalahan yang akan diselesaikan dalam penelitian ini adalah :

1. Bagaimana pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap kekuatan tarik ?
2. Bagaimana pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap kekuatan bending?
3. Bagaimana pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap permukaan patahan?

1.3. Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Menganalisa pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap kekuatan tarik
2. Menganalisa pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap kekuatan bending.
3. Menganalisa pengaruh perubahan ketebalan pada *core Fiber Metal Lamination* (FML) terhadap permukaan patahan

1.4. Batasan Masalah

Untuk mencegah timbulnya masalah yang baru maka perlu adanya pembatasan masalah sebagai berikut :

1. Bahan *core* adalah aluminium plat dengan tebal 0,5 mm, 1 mm dan 1,5 mm.
2. Tipe *Fiber Metal Lamination* (FML) adalah *CARALL* (*Carbon Reinforced Aluminum Laminates*) dengan fiber *CFRP* (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*) $0^{\circ}/90^{\circ}$.
3. Resin yang di pakai adalah epoxy resin dengan perbandingan 1 : 1
4. Lem perekat *Fiber Metal Lamination* (FML)
5. Perbandingan berat serat karbon dan resin yang digunakan 60:40 untuk semua percobaan

1.5. Manfaat Penelitian

Hasil dari penelitian ini diharapkan dapat memberikan manfaat sebagai berikut:

1. Dapat memberikan informasi sebagai referensi tambahan yang ingin melakukan riset secara khusus di bidang *Fiber Metal Laminates* (FML).
2. Dapat menghasilkan material yang relative baru khusus nya untuk rangka sayap pesawat *ultralight*.

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Pesawat *Ultralight*



Gambar 2.1 pesawat *ultralight*

Ultralight adalah salah satu kendaraan udara yang menghadirkan kesan penerbangan cepat dan santai. Dikatakan demikian karena bentuknya yang lebih kecil dibanding pesawat penumpang seperti biasanya, dan hanya mampu terbang dengan kecepatan serta jarak tertentu. Bagi sebagian orang di Indonesia, mungkin belum sering mendengar tentang pesawat ini. Jenis pesawat ini lebih banyak dikenal warga Amerika Serikat dan beberapa negara barat lainnya. Bahkan pesawat ini tidak membutuhkan tempat sebesar hanggar bandar udara untuk memarkirkan seluruh badan pesawat. Di beberapa negara barat, menaiki atau mengendarai pesawat ini sudah menjadi salah satu olahraga rekreasi.

Menurut *Canadian Aviation Regulations, Part I, Subpart 1, an "advanced ultra-light aeroplane"* berarti pesawat terbang yang memiliki desain tipe yang sesuai dengan standar yang ditentukan dalam manual berjudul Standar Desain untuk Pesawat Terbang Ultra-ringan :

- Dirancang untuk membawa maksimal dua orang, termasuk pilot
- Memiliki massa take-off maksimum
 - 350 kg (770 lb) untuk satu orang, atau

- 560,0 kg (1232 lb) untuk pesawat dua orang;
- Kecepatan stalling maksimum yang disarankan pabrik tidak melebihi 72 km / jam (20 m / dt, 45 mph).

Peraturan pesawat ultralight di Amerika Serikat dicakup *oleh Code of Federal Regulations, Title 14 (Federal Aviation Regulations), Part 103, or 14 CFR Part 103*, yang mendefinisikan "ultralight" sebagai kendaraan yang:

- hanya memiliki satu kursi
- Digunakan hanya untuk rekreasi atau olahraga terbang
- Beratnya kurang dari 254 pon (115 kg) berat kosong, tidak termasuk hiasan dan alat pengaman
- Memiliki kapasitas bahan bakar maksimum 5 galon AS (19 L)
- Memiliki kecepatan tertinggi dari 55 knot (102 km / jam; 63 mph)

2.2 **Komponen Bahan Pesawat Terbang**

Seiring dengan berkembangnya desain dan teknologi pesawat terbang yang makin canggih, kebutuhan akan material yang makin baik juga semakin meningkat. Dari awal diciptakannya pesawat terbang berbahan kayu hingga aluminium, kemudian hingga digunakannya titanium dan bahan dengan efisiensi tinggi memerlukan pengembangan yang intensif dari berbagai disiplin ilmu.

Penggunaan material struktur pesawat terbang yang ringan sangatlah penting. Pada pesawat terbang transport sub-sonic modern, payload hanya sekitar 20% dari berat total sedangkan 80% adalah berat kosongnya dan separuhnya adalah bahan bakarnya. Dapat dikatakan bahwa penambahan berat dapat meningkatkan penggunaan bahan bakar, yang berhubungan secara langsung dengan meningkatnya biaya operasional. Adapun berikut ini adalah kriteria pemilihan bahan untuk pesawat terbang:

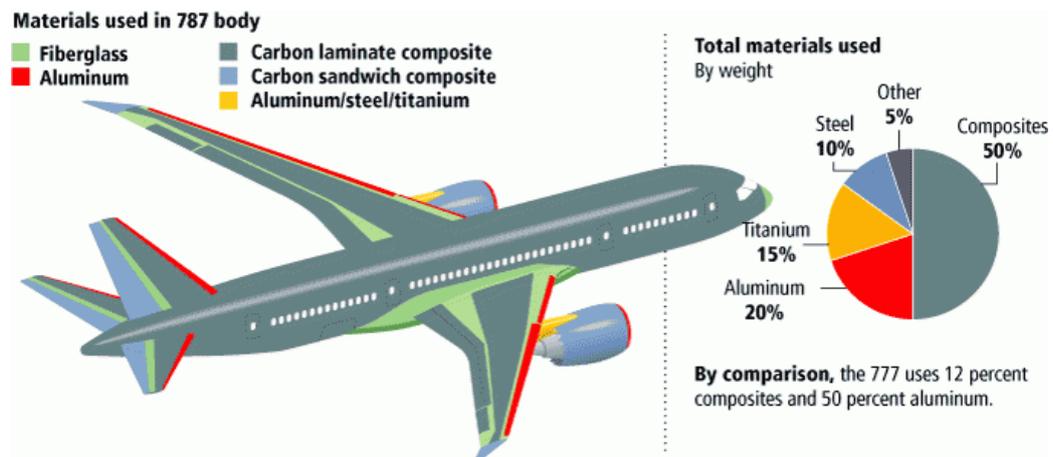
- Efisiensi kekuatan statis (perbandingan kekuatan terhadap berat)
- Sifat fatigue (Kelelahan)
- Ketangguhan dan perambatan retak

- Sifat korosi dan penggetasan
- Kestabilan terhadap lingkungan

Kemudian, diperlukan juga kriteria yang tidak kalah pentingnya terkait produksi dan biaya

- kemudahan mendapatkannya serta mudah dikerjakan
- harga material
- karakteristik fabrikasi (pembuatan)

Berikut adalah material-material yang biasa digunakan untuk membangun konstruksi pesawat terbang :



Gambar 2.2 material yang digunakan pada pesawat

a. Aluminium Alloy (paduan)

Pada penerbangan komersial, aluminium digunakan hampir 80% dari keseluruhan penggunaan material struktur. Material aluminium disini tentu berbeda dengan aluminium yang kita temui pada kehidupan sehari-hari pada peralatan dapur maupun dekorasi, aluminium untuk struktur pesawat terbang dipadu dengan beberapa bahan campuran (seperti tembaga, magnesium, seng dan mangan) yang dapat meningkatkan kekuatan, kekakuan serta ketangguhannya.

Adapun aluminium alloy yang sering digunakan pada pesawat terbang antara lain :

- Aluminium 2024-T3, T42, T351, T81 : Untuk tegangan tarik yang tinggi, ketangguhan tinggi serta karakteristik perambatan retak yang baik. T42 memiliki kekuatan yang lebih rendah dari T3. Sedangkan T81 digunakan untuk temperatur tinggi
- Aluminium 2224-T3, 2324-T3 : memiliki kekuatan 8% lebih dari 2024-T3, ketangguhan dan ketahanan kelelahan lebih baik dari 2024-T3
- Aluminium 7075-T6, T651, T7351 : Memiliki kekuatan lebih tinggi dari 2024, ketangguhan lebih rendah, digunakan untuk tegangan tarik yang tidak memerlukan ketangguhan tinggi. Memiliki karakteristik korosi yang baik
- Aluminium 7079-T6 : Hampir sama dengan 7075, tetapi memiliki sifat potongan melintang yang lebih baik (>3in)
- Aluminium 7150-T6 : 11% lebih kuat dari 7075-T6, karakteristik kelelahan dan ketangguhan lebih baik dari 7075-T6
- Aluminium 7178-T6, T651 : Digunakan untuk beban tekan. Lebih kuat dari 7075, tapi tidak lebih tangguh.
- Aluminium-lithium : 10% lebih ringan dan kaku dari aluminium alloy konvensional
- PM aluminium : Lebih kuat, tangguh, tahan suhu tinggi serta tahan korosi dari aluminium alloy konvensional

b. Steel Alloy (paduan Baja)

Untuk kebutuhan tegangan tarik yang tinggi, baja paduan masih dapat digunakan dibandingkan dengan titanium dan tentunya memiliki biaya yang lebih rendah. Berikut adalah baja paduan yang sering digunakan pada struktur pesawat terbang :

- Martensitic stainless steel
Mengandung 12-18% kromium serta tanpa nikel dan dilakukan perlakuan panas dengan quenching dan temper. Memiliki ketahanan korosi yang relatif rendah.
Biasa digunakan untuk peralatan dapur, bilah turbin dll.

- Ferritic stainless steel

Mengandung 15-30% kromium, tanpa nikel dan tanpa perlakuan panas serta memiliki kekuatan yang relatif rendah. Ketahanan korosi tinggi pada suhu tinggi. Biasa digunakan untuk perpipaan, bejana serta pabrik kimia.

- Austenitic Stainless Steel

Mengandung 18% atau lebih kromium dan 3,5 hingga 22% nikel. stainless steel 321 dan 347 mengandung titanium dan columbium sebagai paduan penstabil terhadap korosi. Bahan ini sangat tahan terhadap korosi bahkan pada air laut.

Biasa digunakan pada industri dirgantara, pabrik kimia, perpipaan serta penggunaan pada air laut.

- Precipitation Hardened stainless steel

Mengandung karbon yang sangat sedikit, 15-17% kromium, 4-7% nikel dan beberapa bagian kecil logam paduan lain. Sangat tahan korosi, bahkan untuk kebutuhan pada air laut.

Biasa digunakan pada pesawat terbang dimana kekuatan, ketahanan terhadap korosi serta suhu tinggi dibutuhkan.

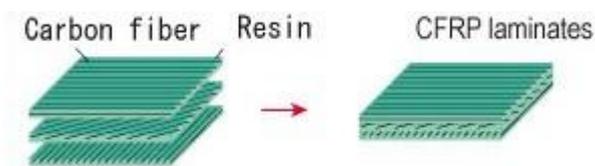
High strength low alloy steels

Bahan dengan basis besi, yang dapat dikeraskan sampai kekuatan yang sangat tinggi. Bahan yang biasa digunakan pada kategori ini adalah 4130 dan 4340 alloy. Biasa digunakan untuk struktur kerangka serta komponen landing gear.

c. Komposit

Material komposit saat ini telah banyak digunakan dalam dunia dirgantara karena kekuatan serta kekakuanya terhadap beratnya yang lebih tinggi dibandingkan dengan baja dan aluminium, serta arah seratnya dapat diatur sedemikian rupa sesuai dengan pembebanan sehingga penggunaannya efisien. Selain itu, material komposit dapat dibentuk kontur yang aerodinamis dengan lebih fleksibel dibandingkan bahan lainnya karena dibentuk menggunakan cetakan.

Material komposit yang sering digunakan pada industri dirgantara adalah *carbon fiber*, boron, *fiberglass* serta kevlar. Tidak hanya bahan dasar tersebut pada struktur pesawat terbang untuk memperoleh paduan karakteristik yang sempurna, dapat pula dipadukan bahan-bahan fiber tersebut dengan aluminium baik dalam bentuk lembaran ataupun *honey comb* yang biasa dikenal dengan istilah *sandwich*. Pada material komposit dikenal istilah lamina dan laminate. Lamina adalah satu lembar komposit dengan satu arah serat tertentu, sedangkan laminate adalah gabungan beberapa lamina. Laminate dibuat dengan cara memasukkan pre-preg lamina ke dalam autoclave selama selang waktu tertentu dan dengan tekanan serta temperatur tertentu pula. Autoclave adalah suatu alat semacam oven bertekanan untuk menggabungkan lamina.



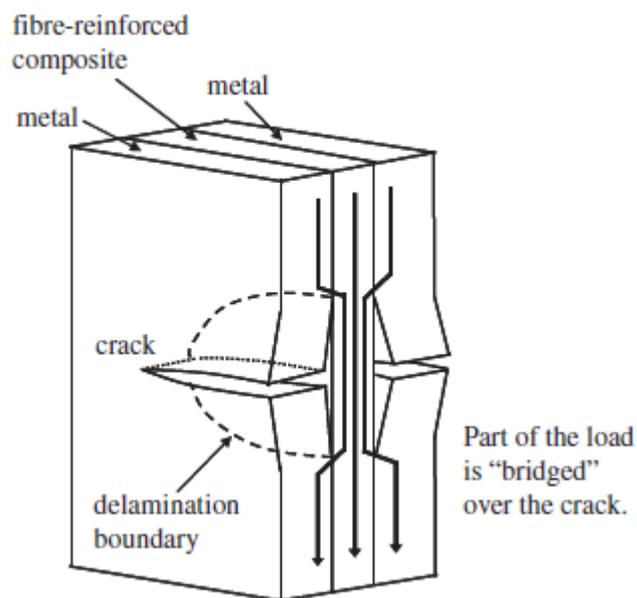
Gambar 2.3 CFRP

2.3. *Fiber Metal Lamination (FML)*

Fiber Metal Laminate (FML) adalah keluarga dari struktur komposit hibrida yang dibentuk dari kombinasi lapisan logam yang mengapit lapisan plastik yang diperkuat serat. Logam yang saat ini digunakan adalah aluminium, magnesium atau titanium, dan lapisan yang diperkuat serat adalah kaca, karbon atau kevlar. Pada tahun 1950, *Fokker Aerostructures* dari Belanda menemukan bahwa struktur berlapis seperti itu berhasil mencegah pertumbuhan retak kelelahan. Menjelang Perang Dunia Kedua, penelitian dihentikan untuk jangka waktu tertentu, sekitar tahun 1970-an tes fisik dilakukan dengan laminasi logam yang diperkuat serat. Kemudian, lembaran FML yang dioptimalkan dikembangkan oleh *Delft University* pada awal 1980-an yang disebut *ARALL (Aramid*

Reinforced aluminum Laminate) (Vlot, 1999) ini terdiri dari pelat Al 2024-T3 / 7075T6 dengan ketebalan 0,2 ; 0,4 mm dan susun prepeg serat aramid uni / bi-directional di antara pelat aluminium yang terutama dikembangkan untuk aplikasi sayap. Ditemukan bahwa hampir 20% penghematan berat dimungkinkan dengan menggunakan ARALL sebagai pengganti aluminium monolitik. ARALL menemukan aplikasi pertamanya di pintu kargo C17 (Straznicky, 2000). Beberapa aplikasi utama dari laminasi logam serat dalam industri *avaiation* FML dikembangkan sebagai bahan yang memiliki ketahanan kelelahan yang unggul, karakteristik impak yang sangat baik, memiliki kepadatan rendah dan ketahanan korosi yang memadai (Guocai Wu, 2005)

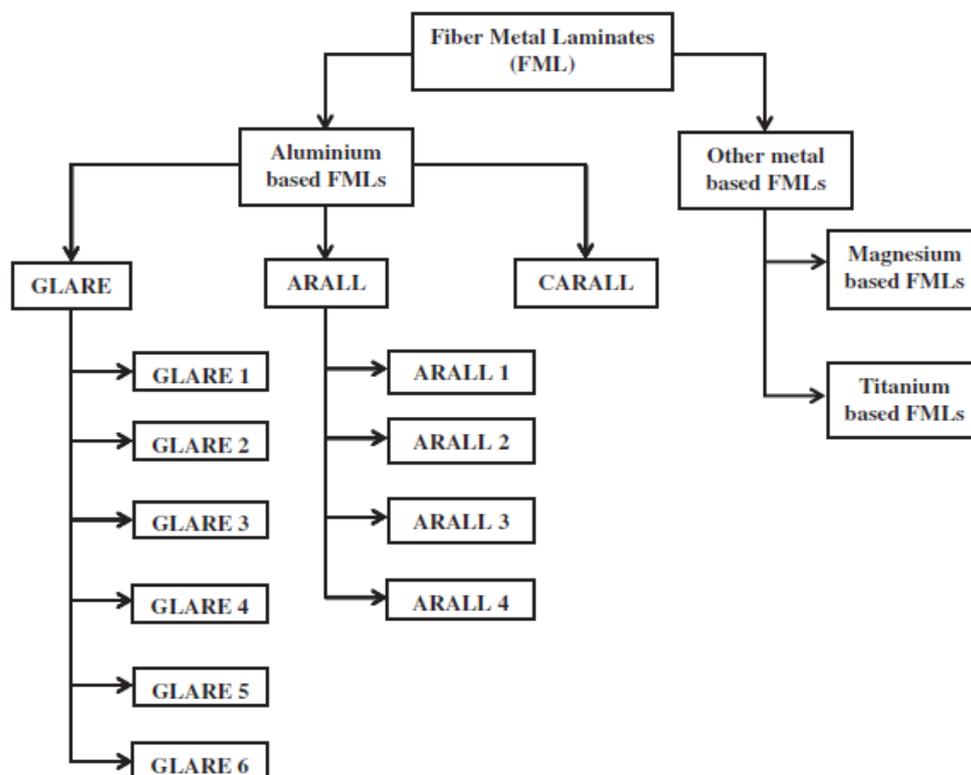
Properti resistensi. Ketahanan fatik yang unggul disebabkan oleh serat yang menjembatani retak fatigue seperti yang diilustrasikan dalam gambar 1 dan memiliki sistem tegangan sisa yang menguntungkan antara lapisan paduan aluminium dan lamina komposit dan ketahanan korosi yang luar biasa karena tindakan prepeg sebagai penghalang kelembaban antara lapisan aluminium dan sebaliknya.



Gambar 2.4 ilustrasi retak fatigue(Gin Boay Chai, 2013)

Karena sifat kompresi serat aramid yang tidak memadai, pada tahun 1987 generasi kedua FML dikembangkan dengan nama *GLARE (GLASS Reinforced aluminum laminate)* untuk aplikasi pesawat udara. GLARE diuji dalam barel pesawat A330 / 340 pada tahun 1989 dan mendaftarkan aplikasi sipilnya pada tahun 1995 melalui lantai kargo B777 dan sekat pengebom 125. Sifat ketahanan kelelahan yang luar biasa dari FML memenuhi persyaratan struktural pesawat dan baru-baru ini GLARE menemukan penerapannya di struktur kulit badan atas Airbus A380 dan menghemat hampir 794 kg berat kotor.

Kerusakan dan kegagalan struktur pesawat yang disebabkan oleh dampak telah didokumentasikan dan diselidiki selama bertahun-tahun. Dari laporan kegagalan 71 pesawat Boeing 747 yang memiliki daya tahan 29.500, ditemukan 90 dari 688 perbaikan (13%) disebabkan oleh dampak benda asing. Dampak dapat disebabkan oleh sumber berkecepatan rendah seperti tabrakan antara mobil, kargo, kerusakan pemeliharaan, alat terjatuh atau sumber berkecepatan tinggi seperti puing runway, hujan es, burung dan memiliki beberapa dampak balistik di pesawat militer. Kejadian dampak kecepatan rendah dapat diperlakukan sebagai proses deformasi kuasi-statis jika laju regangan tidak melebihi 10 ms. Karena sifat daktilitas, tumbukan bukan merupakan ancaman berat bagi struktur logam karena dapat menyerap energi tumbukan dalam jumlah besar sebelum mengalami kegagalan. Sebaliknya, sebagian besar material komposit rapuh; dapat menyerap energi tumbukan hanya di daerah elastis sebelum mengalami kegagalan. Dengan tidak adanya deformasi plastik, kerusakan pada komposit diklasifikasikan sebagai kerusakan *barely visible impact damage (BVID)* dan ini akan rusak dengan cepat jika tidak diperhatikan. FML adalah bahan yang cocok yang memanfaatkan keunggulan logam dan dikombinasikan dengan komposit untuk memperkuat.



Gambar 2.5 FML mapping (Gin Boay Chai, 2013)

FML grade ^d	Metal layers		Prepeg layers		Outperforming characteristics
	AL alloy	Thickness (mm) ^a	Orientation ^c (°)	Thickness (mm) ^a	
<i>Glare</i>					
GLARE 1	7475-T761	0.3-0.4	0/0	0.25	Fatigue, strength, yield stress
GLARE 2A	2024-T3	0.2-0.5	0/0	0.25	Fatigue, strength
GLARE 2B	2024-T3	0.2-0.5	90/90	0.25	Fatigue, strength
GLARE 3	2024-T3	0.2-0.5	0/90	0.25	Fatigue, impact
GLARE 4A	2024-T3	0.2-0.5	0/90/0	0.375	Fatigue, strength in 0° direction
GLARE 4B	2024-T3	0.2-0.5	90/0/90	0.375	Fatigue, strength in 90° direction
GLARE 5	2024-T3	0.2-0.5	0/90/90/0	0.5	Impact, shear, off-axis properties
GLARE 6A	2024-T3	0.2-0.5	45/-40.5	0.5	Shear, off-axis properties
GLARE 6B	2024-T3	0.2-0.5	-45/45	0.5	Shear, off-axis properties
GLARE HS ^b	7475-T761	0.3-0.4	^b	^b	
<i>ARALL</i>					
ARALL 1	7075-T6	0.3	0/0	0.22	Fatigue, strength
ARALL 2	2024-T3	0.3	0/0	0.22	Fatigue, damage tolerant
ARALL 3	7475-T761	0.3	0/0	0.22	Fatigue, toughness
ARALL 4	2024-T8	0.3	0/0	0.22	Fatigue, elevated temperature prop.

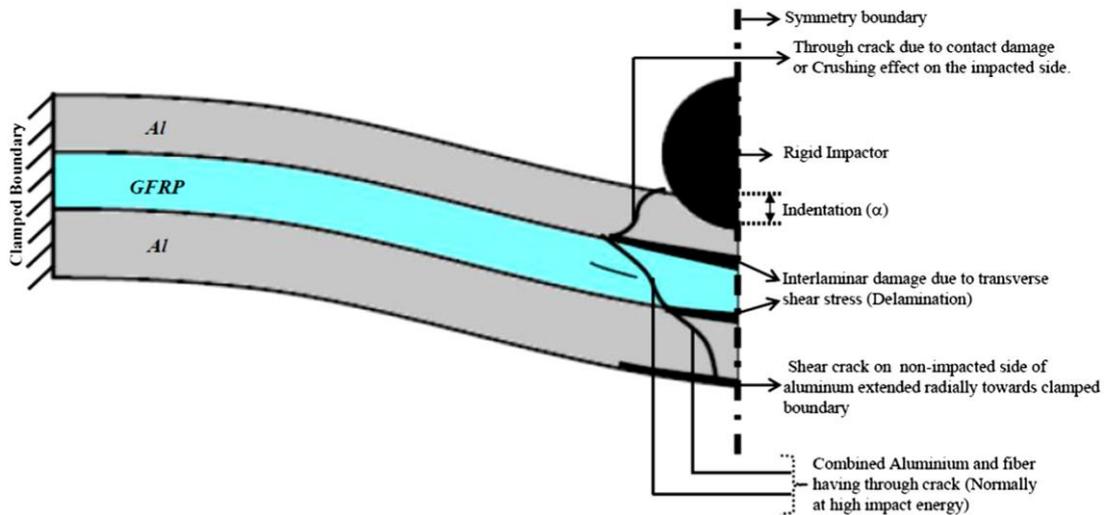
^a The thickness corresponds to thickness of single composite layer or aluminium plate.

^b High strength (HS) glare has any of the fibre layups as in GLARE 2 to GLARE 5.

^c 0° Represents the axial rolling direction.

^d Fraction after the FML grade represents number of metal layers to composite layers. For example: GLARE 3 3/2 represents 3 metal layers and 2 composite layers.

Gambar 2.6 Daftar ARALL dan GLARE (Gin Boay Chai, 2013)



Gambar 2.7 Kegagalan yang terjadi pada FML (Gin Boay Chai, 2013)

2.3.1. Hal - Hal yang mempengaruhi sifat mekanik FML

a. Logam

Pengaruh berbagai jenis paduan logam pada perilaku FML sangat besar hampir 15%. Contohnya kenaikan sifat mekanik dari GLARE 3 ketika menggunakan Al-2024. Tanggung jawab utama lapisan aluminium di FML adalah:

- *Yielding* material pada beban tinggi
- Perpanjangan yang stabil sebelum patah.
- Memberikan *residual strenght* yang lebih baik.
- Performa Fatik yang bagus.
- Kekuatan *blunt notch* yang sangat baik, kinerja *short crack*.

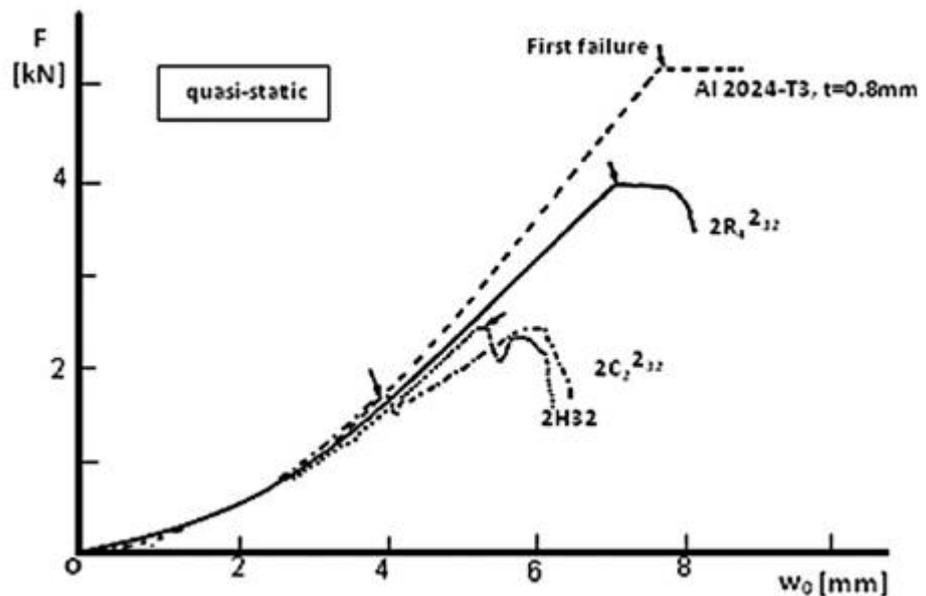
b. Susunan

Pengaruh susunan pada FML perilaku komposit yang memiliki orientasi serat yang berbeda telah dipelajari selama bertahun-tahun. Disimpulkan bahwa mengubah urutan penumpukan lapisan mempengaruhi gaya dampak maksimum, area delaminasi, karakteristik dampak pra dan pasca, dan lebar kerusakan. Studi respon dampak pada efek urutan susun yang berbeda dilakukan pada CARALL dan GLARE .

Sayed melakukan analisis dampak dari berbagai spesimen GLARE 5 (3/2) yang memiliki orientasi *unidirectional*, *cross-ply*, *angle-ply*, *quasi-isotropic* untuk berbagai tingkat energi dampak dan kontak, defleksi permanen, energi retak minimum dan variasi regangan. Dia menyimpulkan bahwa resistensi dampak spesimen GLARE *unidirectional* ditemukan terburuk diikuti oleh *cross-ply* dan *angle-ply*. Karena kekakuan spesimennya yang besar, laminasi *quasi-isotropic* [0/45/-45/90] menunjukkan ketahanan dampak yang baik dengan defleksi permanen yang rendah (Sayed, 2011).

c. *Fiber*

Serat yang paling umum diterapkan pada layups FML adalah aramid dan kaca. Relatif sedikit perhatian telah dialokasikan dalam literatur tentang karbon. Gambar. 2.5 menunjukkan kurva forlefleksi *quasi-static* tipikal untuk ARALL, GLARE, CARAL dan aluminium 2024-T3 di pusat spesimen. Hingga *first failure*, perbedaan antara tiga FML. Pertama-tama, CARAL dan setelah itu ARALL akan gagal karena kegagalan serat. Setelah mereka GLARE akan gagal karena kegagalan aluminium, sementara serat tetap utuh. Akhirnya, aluminium monolitik gagal.

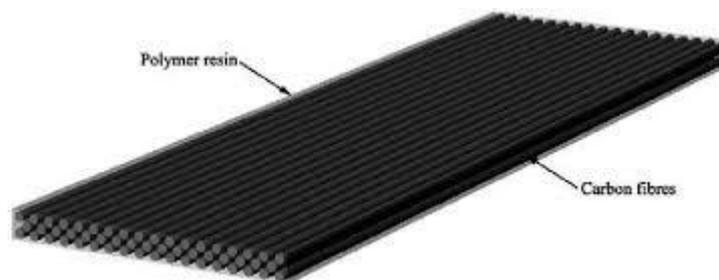


Gambar 2.8 Pengaruh jenis serat pada beban defleksi *quasi-static* (2c32: CARAL, 2H32: ARALL, 2R32: GLARE) (Vlot A, 1991)

Seperti yang telah dibahas, FML dibagi menjadi dua kelompok dalam hal kegagalan mereka, “*fiber dominated*” dan “*aluminium dominated*”. ARALL and CARAL adalah “*fiber dominated*” dan “*aluminium dominated*” kegagalan. ARALL dan CARAL keduanya “*fiber dominated*”, sedangkan Glare adalah “serat” atau “aluminium” sangat tergantung pada perilaku serat kaca dan lay-up (Vlot, 1991). Secara umum, prepregs kaca-epoksi di GLARE lebih kuat dan lebih ulet sedangkan epoksi aramid di ARALL memiliki kepadatan yang lebih rendah, modulus lebih tinggi memanjang tetapi lebih rendah secara melintang. Karena jenis prepreg yang digunakan dalam FML adalah salah satu faktor penting dalam respon impact, oleh karena itu GLARE memiliki toleransi dampak yang lebih tinggi daripada Arall. Pada energi tumbukan yang relatif rendah, hanya retakan kecil yang terjadi di sisi Silau yang tidak terkena dampak sementara ARALL yang serupa menderita lekukan yang cukup besar. Dalam hal kriteria dampak kerusakan, dilaporkan bahwa CARAL memiliki energi

yang secara signifikan lebih rendah hingga saat pertama. Kegagalan dari ARALL, diikuti oleh GLARE. Namun, jenis serat dalam FMLs sampai kegagalan pertama memiliki pengaruh kecil pada defleksi pusat maksimum, tetapi memiliki lebih banyak pengaruh pada defleksi permanen setelah dampak. CARAL memiliki defleksi permanen tertinggi diikuti oleh GLARE dan ARALL. GLARE memiliki lebar kerusakan yang lebih kecil daripada CARAL dan ARALL, yang tergantung pada jenis kegagalannya. Ketergantungan tingkat regangan kaca adalah properti spesifik lain untuk GLARE dibandingkan dengan jenis serat lainnya. Properti ini memengaruhi penyerapan energi GLARE yang lebih tinggi pada beban impact dengan kecepatan yang lebih tinggi.

2.4. *Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP)*



Gambar 2.9 CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Polymer*)

Carbon fiber reinforced polymer (American English), Carbon fibre reinforced polymer (Commonwealth English), atau *carbon fiber reinforced plastic,* atau *carbon fiber reinforced thermoplastic (CFRP, CRP, CFRTP)* adalah plastik yang diperkuat serat yang sangat kuat dan ringan yang mengandung serat karbon. CFRP mahal untuk diproduksi tetapi biasanya digunakan di mana rasio kekuatan-terhadap-berat dan kekakuan (rigiditas) yang tinggi diperlukan, seperti aerospace, superstruktur kapal, otomotif, teknik sipil, peralatan olahraga, dan semakin meningkatnya konsumen dan teknis aplikasinya.

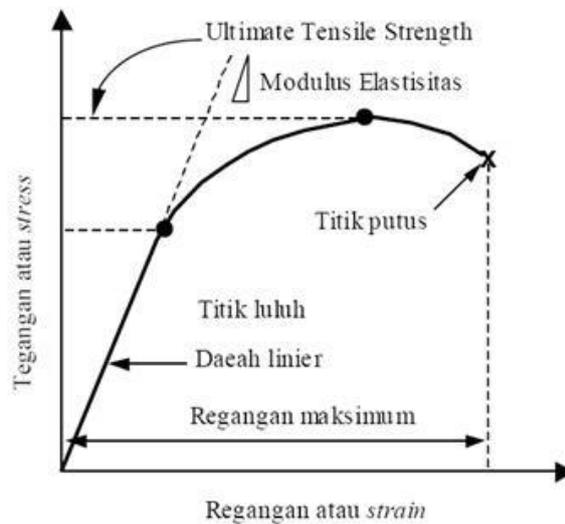
Polimer pengikat sering berupa resin termoset seperti epoksi, tetapi polimer termoset atau termoplastik lainnya, seperti poliester, vinil ester, atau nilon, terkadang digunakan. Bahan komposit dapat mengandung aramid (mis. Kevlar, Twaron), polietilen dengan berat molekul sangat tinggi (UHMWPE), aluminium, atau serat kaca di samping serat karbon. Sifat-sifat produk CFRP akhir juga dapat dipengaruhi oleh jenis aditif yang diperkenalkan ke matriks pengikat (resin). Aditif yang paling umum adalah silika, tetapi aditif lain seperti karet dan karbon nanotube dapat digunakan. Bahan ini juga disebut sebagai polimer yang diperkuat grafit atau polimer yang diperkuat serat grafit (GFRP lebih jarang terjadi, karena berbenturan dengan polimer yang diperkuat kaca (serat) yang diperkuat).

2.5. Kekuatan Tarik

Proses pengujian tarik mempunyai tujuan utama untuk mengetahui kekuatan tarik bahan uji. Bahan uji adalah bahan yang akan digunakan sebagai konstruksi, agar siap menerima pembebanan dalam bentuk tarikan. Pembebanan tarik adalah pembebanan yang diberikan pada benda dengan memberikan gaya yang berlawanan pada benda dengan arah menjauh dari titik tengah atau dengan memberikan gaya tarik pada salah satu ujung benda dan ujung benda yang lain diikat.

Penarikan gaya terhadap bahan akan mengakibatkan terjadinya perubahan bentuk (deformasi) bahan tersebut. Kemungkinan ini akan diketahui melalui proses pengujian tarik. Proses terjadinya deformasi pada bahan uji adalah proses pengujian pergeseran butiran-butiran kristal logam yang mengakibatkan melemahnya gaya elektromagnetik setiap atom logam hingga terlepasnya ikatan tersebut oleh penarikan gaya maksimum. Penyusunan butiran kristal logam yang diakibatkan oleh adanya penambahan volume ruang gerak dari setiap butiran dan ikatan atom yang masih memiliki gaya elektromagnetik, secara otomatis bisa memperpanjang bahan tersebut.

Pembebanan tarik dilakukan dengan mesin pengujian tarik yang selama pengujian akan mencatat setiap kondisi bahan sampai terjadinya tegangan ultimate, juga sekaligus akan menggambarkan diagram tarik benda uji, adapun panjang L_f akan diketahui setelah benda uji patah dengan menggunakan pengukuran secara normal tegangan ultimate adalah tegangan tertinggi yang bekerja pada luas penampang semula. Diagram yang diperoleh dari uji tarik pada umumnya digambarkan sebagai diagram tegangan regangan.



Gambar 2.10. Kurva tegangan – regangan

Dari gambar 2.10 ditunjukkan bahwa bentuk dan besaran pada kurva tegangan-regangan suatu logam tergantung pada komposisi, perlakuan panas, deformasi plastis yang pernah dialami, laju regangan, suhu dan keadaan tegangan yang menentukan selama pengujian. Parameter parameter yang digunakan untuk menggambarkan kurva tegangan-regangan logam yaitu: kekuatan tarik, kekuatan luluh, perpanjangan. (Satoto, 2002)

Sifat mekanik pertama yang dapat diketahui berdasarkan kurva pengujian tarik yang dihasilkan adalah kekuatan tarik maksimum yang diberi simbol σ_u . Simbol u didapat dari kata *ultimate* yang berarti puncak. Jadi besarnya kekuatan tarik ditentukan oleh tegangan maksimum yang diperoleh dari kurva tarik. Tegangan maksimum ini diperoleh dari :

$$\text{Tegangan } (\sigma_u) = \frac{F}{A_0} \text{ N/mm}^2 \quad (2.1)$$

Dimana : σ_u : *Ultimate tensile strength* (N/mm²)
 F : Beban maksimum (N)
 A_0 : Luas penampang awal (mm²)

Regangan yang digunakan pada kurva diperoleh dengan cara membagi perpanjangan panjang ukur dengan panjang awal, persamaanya yaitu:

$$\varepsilon = \frac{L_f - L_0}{L_0} \times 100\% \quad (2.2)$$

Dimana: ε = Regangan (%)
 L_0 = Panjang awal (mm)
 L_f = Panjang akhir (mm)

Reduksi penampang yang terjadi adalah

$$Q = \frac{A_0 - A}{A_0} \times 100\% \quad (2.3)$$

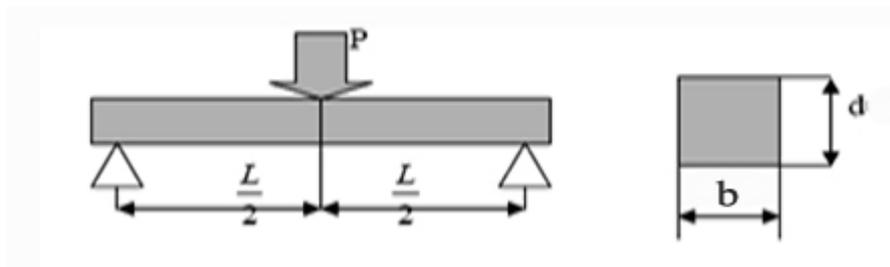
Sifat mekanik yang ke dua adalah kekuatan luluh yang diberi simbol σ_y dimana y diambil dari kata *yield* atau luluh. Kekuatan luluh dinyatakan oleh suatu tegangan pembatas dari tegangan yang memberikan regangan elastis saja dengan tegangan yang memberikan tegangan elastis bersama plastis. Titik luluh adalah suatu titik perubahan pada kurva pada bagian yang berbentuk linier dan yang tidak linier.

Pada kurva tarik baja karbon rendah atau baja lunak batas ini mudah terlihat, tetapi pada bahan lain batas ini sukar sekali untuk diamati oleh karena daerah linier dan tidak linier bersambung secara kontinyu. Oleh karena itu untuk menentukan titik luluh diambil dengan metoda *offset* yaitu suatu metoda yang menyatakan bahwa titik luluh adalah suatu titik pada kurva yang menyatakan dicapainya regangan plastis sebesar 0,2

2.6. Kekuatan bending

Pengujian *bending* adalah alat yang digunakan untuk melakukan pengujian kekuatan lengkung (*bending*) pada suatu bahan atau material. Pada umumnya alat uji bending memiliki beberapa bagian utama, seperti: rangka, alat tekan, point bending dan alat ukur. Rangka berfungsi sebagai penahan gaya balik yang terjadi pada saat melakukan uji bending. Rangka harus memiliki kekuatan lebih besar dari kekuatan alat tekan, agar tidak terjadi kerusakan pada rangka pada saat melakukan pengujian. Alat tekan berfungsi sebagai alat yang memberikan gaya tekan pada benda uji pada saat melakukan pengujian. Alat penekan harus memiliki kekuatan lebih besar dari benda yang di uji (ditekan). Point *bending* berfungsi sebagai tumpuan benda uji dan juga sebagai penerus gaya tekan yang dikeluarkan oleh alat tekan. Panjang pendek tumpuan point bending berpengaruh terhadap hasil pengujian. Alat ukur adalah suatu alat yang menunjukkan besarnya kekuatan tekan yang terjadi pada benda uji.

Material komposit mempunyai sifat tekan lebih baik dibanding tarik, pada perlakuan uji bending spesimen, bagian atas spesimen terjadi proses tekan dan bagian bawah terjadi proses tarik sehingga kegagalan yang terjadi akibat uji bending yaitu mengalami patah bagian bawah karena tidak mampu menahan tegangan tarik. Dimensi penampang dapat kita lihat pada gambar 2.11 berikut ini (Standar ASTM D 790-02) :



Gambar 2.11 Penampang uji bending (Standar ASTM D 790-02)

Menentukan kekuatan bending menggunakan persamaan (Standar ASTM D790-02) :

$$\sigma_f = \frac{3.P.L}{2.b.d^2} \dots\dots\dots (2.4)$$

Untuk menentukan nilai regangan bending menggunakan rumus sebagai berikut (Standar ASTM D790- 02) :

$$\epsilon_f = \frac{6.D.d}{L^2} \dots\dots\dots (2.5)$$

Sedangkan untuk menentukan modulus elastisitas bending menggunakan rumus sebagai berikut (Standar ASTM D790- 02) :

$$E_B = \frac{L^3.m}{4.b.d^3} \dots\dots\dots (2.6)$$

- Dimana: σ_f = Kekuatan bending (MPa)
 ϵ_f = Regangan bending (mm)
 E_B = Modulus elastisitas (MPa)
P = Beban yang diberikan (N)
L = Jarak antara titik tumpuan (mm)
b = Lebar spesimen (mm)
d = Tebal spesimen (mm)
D = Defleksi (mm)
m = P/D (N/mm)

Uji bending adalah suatu proses pengujian material dengan cara di tekan untuk mendapatkan hasil berupa data tentang kekuatan lengkung (bending) suatu material yang di uji. Proses pengujian bending memiliki 2 macam pengujian, yaitu 3 point bending dan 4 point bending. Untuk melakukan uji bending ada faktor dan aspek yang harus dipertimbangkan dan dimengerti yaitu

2.6.1. Tekanan

Tekanan adalah perbandingan antara gaya yang terjadi dengan luasan benda yang dikenai gaya. Besarnya tekanan yang terjadi dipengaruhi oleh dimensi benda yang di uji. Dimensi mempengaruhi tekanan yang terjadi karena semakin besar dimensi benda uji yang digunakan maka semakin besar pula gaya yang terjadi. Selain itu alat penekan juga mempengaruhi besarnya tekanan yang terjadi.

2.6.2. Benda uji

Benda uji adalah suatu benda yang di uji kekuatan lengkungnya dengan menggunakan alat uji bending. Jenis material benda uji yang digunakan sebagai benda uji sangatlah berpengaruh dalam pengujian bending. Karena tiap jenis material memiliki kekuatan lengkung yang berbeda-beda, yang nantinya berpengaruh terhadap hasil uji bending itu sendiri.

2.6.3. *Point bending*

Point bending adalah suatu sistem atau cara dalam melakukan pengujian lengkung (*bending*). *Point bending* ini memiliki 2 tipe, yaitu: *three point bending* dan *four point bending*. Perbedaan dari kedua cara pengujian ini hanya terletak dari bentuk dan jumlah point yang digunakan, *three point bending* menggunakan 2 point pada bagian bawah yang berfungsi sebagai tumpuan dan 1 point pada bagian atas yang berfungsi sebagai penekan sedangkan *four point bending* menggunakan 2 point pada bagian bawah yang berfungsi sebagai tumpuan dan 2 point (penekan) pada bagian atas yang berfungsi sebagai penekan. Selain itu juga terdapat beberapa kelebihan dan kelemahan dari cara pengujian *three point* dan *four point*.

Tabel 2.1 Kelebihan dan Kekurangan metode three Point Bending dan *Four Point Bending* (Khamid, 2011)

<i>Three Point Bending</i>	<i>Four Point Bending</i>
Kelebihan	
Kemudahan persiapan spesimen dan pengujian	Penggunaan rumus perhitungan lebih mudah
Pembuatan point lebih mudah	Lebih akurat hasil pengujiannya
Kekurangan	

Kesulitan menentukan titik tengah persis, karena jika posisi tidak di tengah persis penggunaan rumus berubah	Pembuatan point lebih rumit
Kemungkinan terjadi pergeseran, sehingga benda yang diuji pecah/patah tidak tepat di tengah maka rumus yang digunakan kombinasi tegangan lengkung dengan tegangan geser	2 point atas harus bersamaan menekan benda uji. Jika salah satu point lebih dulu menekan benda uji maka terjadi three point bending, sehingga rumus yang digunakan berbeda.

2.7. Rules of mixture (ROM)

Pengisi / isian dari suatu material digunakan untuk memodifikasi atau meningkatkan sifat bahan dan / atau mengganti material dengan bahan yang lebih murah. Campuran material yang sudah dikenal adalah beton, terdiri dari semen (matriks), dan pasir dan kerikil (partikel). Partikel dapat memiliki cukup banyak variasi geometri, tetapi ukurannya kira-kira harus sama di semua arah (ekuaksi). Untuk penguatan yang efektif, partikel harus berukuran kecil dan merata di seluruh matriks. Lebih jauh, fraksi volume dari dua fase mempengaruhi perilaku; sifat mekanik ditingkatkan dengan meningkatkan kandungan partikel. Persamaan aturan campuran ini memprediksi bahwa modulus elastisitas harus berada di antara batas atas yang diwakili oleh

Batas atas :

$$upper = (\bar{\sigma}_{CFRP} \times V_{CFRP}) + (\bar{\sigma}_{AL} \times V_{AL}) \dots\dots\dots (2.7)$$

Batas bawah :

$$below = \frac{\bar{\sigma}_{CFRP} \times \bar{\sigma}_{AL}}{(\bar{\sigma}_{CFRP} \times V_{AL}) + (\bar{\sigma}_{AL} \times V_{CFRP})} \dots\dots\dots (2.8)$$