

TUGAS AKHIR

**“PENGARUH STRUKTUR *CARBON REINFORCED*
ALUMINIUM LAMINATES (CARALL)
TERHADAP SIFAT MEKANIK”**

**OLEH :
ALEN SARDIANTO SARUNGGU
D21116520**



**DEPARTEMEN MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS HASANUDDIN
MAKASSAR
2021**

HALAMAN JUDUL

**“PENGARUH STRUKTUR *CARBON REINFORCED*
ALUMINIUM LAMINATES (CARALL)
TERHADAP SIFAT MEKANIK”**

OLEH:

**Alen Sardianto Sarunggu
D21116520**

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

DAPARTEMEN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS HASANUDDIN

GOWA

2021

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 *CARBON REINFORCED ALUMINIUM LAMINATES* (CARALL) TERHADAP SIFAT MEKANIK

Alen Sardianto Sarunggu

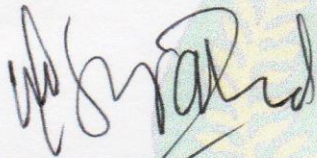
D211 16 520

Telah diperiksa dan disetujui oleh:

Hari / tanggal : Jumat, 16 April 2021

Dosen Pembimbing I

Dosen Pembimbing II



Dr. Muhammad Syahid, ST., MT.

Azwar Hayat, ST., M.Sc., Ph.D.

NIP. 19770707 200501 1 001

NIP. 19840126 201212 1 002

Mengetahui,

Ketua Departemen Mesin Fakultas Teknik
Universitas Hasanuddin



Dr. Eng. Jalaluddin, ST., MT.

NIP. 19720825 200003 1 001

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI

Saya yang bertanda – tangan dibawah ini:

NAMA : Alen Sardianto Sarungngu
NIM : D211 16 520
JUDUL SKRIPSI : Pengaruh Struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates*
(CARALL) Terhadap Sifat Mekanik

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.

Gowa, 16 / 04 / 2021

Yang membuat pernyataan,



Alen Sardianto Sarungngu

KATA PENGANTAR

Puji syukur Kehadirat Tuhan Yang Maha Esa, atas berkat dan karunia-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan judul “**PENGARUH STRUKTUR *CARBON REINFORCED ALUMINIUM LAMINATES (CARALL)* TERHADAP SIFAT MEKANIK**” yang mana merupakan salah satu syarat memperoleh gelar Sarjana Teknik (S.T) bagi mahasiswa program S-1 di Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin. Selama proses pengerjaan skripsi ini penulis menerima begitu banyak bantuan dari berbagai pihak. Untuk itu penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Kedua orang tua tercinta ayahanda Albert Bara dan ibunda Jeni Sarumbu juga kepada saudara(i) Richard Dwi Agung Sarungngu, Godwin Ellard Sarungngu dan Amoureyza Dorkas Sarungngu yang selalu mendukung baik dengan materil juga dengan doa dan semangat.
2. Bapak Dr. Muhammad Syahid, ST.,MT selaku Dosen Pembimbing I dan Bapak Azwar Hayat, ST.,MSc.,PhD selaku Dosen Pembimbing II yang telah banyak membantu baik dalam penulisan maupun pemikiran pada skripsi ini.
3. Bapak Dr.Eng Jalaluddin, ST.,MT selaku Ketua Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin beserta staff dalam membantu administrasi dalam pengurusan tugas akhir ini.
4. Yth. Seluruh Bapak/Ibu Dosen Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah banyak membimbing dan membagikan ilmu kepada penulis.
5. Teman-teman Teknik Mesin 2016 (COMPRESSOR 16) yang telah memberi bantuan dan semangat dalam menyelesaikan tugas akhir penulis.
6. Teman-teman seperjuangan Laboratorium Pengecoran Logam. Denis, Salim, Harun dan Fadil yang telah banyak membantu dan mendukung dalam penelitian ini
7. Teman-teman KONTRAKAN 09 yang selalu memberikan dukungan pada pengerjaan penelitian ini.

8. Teman saya Revansi dan Adit yang selalu membantu saya disaat pengerjaan dan setiap seminar saya.
9. Serta semua pihak yang tidak dapat disebutkan satu per satu yang telah banyak membantu penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Penulis menyadari bahwa dalam penulisan skripsi ini masih jauh dari kesempurnaan walaupun telah menerima bantuan dari berbagai pihak. Apabila terdapat kesalahan baik dalam penulisan maupun dalam pengambilan data sepenuhnya adalah tanggung jawab penulis. Karena itu, penulis memohon saran dan kritikan yang sifatnya membangun demi menyempurnahkan skripsi ini.

Gowa, Februari 2021

Penulis

ABSTRAK

Salah satu material yang digunakan didalam pembuatan rangka sayap pesawat *ultralight* ialah komposit. Pada penelitian kali ini menggunakan komposit jenis FML dengan tipe CARALL, dimana aluminium digabung dalam lapisan sandwich dengan *carbon fiber*. Material yang digunakan yaitu aluminium 1100 dan *carbon fiber* dengan orientasi $0^{\circ}/90^{\circ}$. Metode yang digunakan adalah *vacuum bagging* dan kompresi. Didalam metode *vacuum bagging* digunakan epoxy resin dengan perbandingan 1:1 antara resin dan hardener. Variasi dilakukan pada struktur CARALL yaitu CARALL 1 (Al-CFRP-Al), CARALL 2 (CFRP-Al-CFRP), CARALL 3 (Al-CFRP-Al-CFRP-Al) dan CARALL 4 (CFRP-Al-CFRP-Al-CFRP). Dilakukan tiga pengujian yaitu pengujian tarik, pengujian tekuk dan pengujian impak. Didapatkan hasil pada kekuatan tarik tertinggi pada CARALL 2 karena persentase volume carbon fiber paling besar diantara yang lainnya, pada CARALL 1 didapatkan kekuatan tarik terendah itu dikarenakan persentase volume lebih rendah dari spesimen lainnya. Pada pengujian bending di dapatkan kekuatan bending tertinggi pada CARALL 1 persentase volume aluminium paling besar diantara spesimen lainnya, CARALL 4 didapatkan kekuatan bending terendah karena jumlah lapisan lebih banyak sehingga semakin mudah terjadi delaminasi. Pada pengujian impak didapatkan kekuatan impak tertinggi pada CARALL 4 itu dikarenakan semakin banyak jumlah lapisan dan persentase volume CFRP maka semakin besar kekuatan impak, sebaliknya semakin sedikit jumlah lapisan dan persentase volume CFRP maka semakin sedikit pula kekuatan impak yakni pada CARALL 1.

Kata kunci: Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL), Lapisan, Uji Tarik, Uji Bending, Uji Impak

ABSTRACT

One of the materials used in the manufacture of ultralight aircraft wing frames is a composite. In this research, the composite type FML and CARALL type is used, where the aluminum is combined in a sandwich layer with carbon fiber. The materials used are 1100 aluminum and carbon fiber with an orientation of 0° / 90°. The methods used are vacuum bagging and compression. In the vacuum bagging method, epoxy resin is used with a 1: 1 ratio between resin and hardener. Variations were made on the CARALL structure, namely CARALL 1 (Al-CFRP-Al), CARALL 2 (CFRP-Al-CFRP), CARALL 3 (Al-CFRP-Al-CFRP-Al) and CARALL 4 (CFRP-Al-CFRP-Al) -CFRP). Three tests were carried out, namely tensile testing, bending testing and impact testing. The results obtained were the highest tensile strength in CARALL 2 because the volume percentage of carbon fiber was the largest among the others, in CARALL 1 the lowest tensile strength was obtained because the volume percentage was lower than other specimens. In the bending test, the highest bending strength was obtained at CARALL 1, the largest percentage of aluminum volume among other specimens, CARALL 4 obtained the lowest bending strength because the number of layers was more so that delamination was easier. In the impact test, the highest impact strength was obtained in CARALL 4 because the more the number of layers and the percentage of CFRP volume, the greater the impact strength, conversely the less the number of layers and the percentage of CFRP volume, the less impact strength, namely in CARALL 1.

Keywords : Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL), Layers, Tensile test, Bending test, Impact test,

DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN	ii
LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI.....	Error! Bookmark not defined.
KATA PENGANTAR	iii
ABSTRAK.....	vi
DAFTAR ISI.....	viii
DAFTAR GAMBAR.....	x
DAFTAR TABEL.....	xiii
BAB I.....	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Tujuan Penelitian	3
1.4 Batasan Masalah	4
1.5 Manfaat Penelitian	4
BAB II	5
2.1 Material pada Pesawat Terbang.....	5
2.2 Fiber Metal Laminates (FML).....	8
2.2.1. Jenis-jenis Fiber Metal Laminates	10
2.2.2 Faktor yang mempengaruhi sifat mekanik FML.....	16
2.3 Pesawat Ultralight	17
2.4 Pengujian Tarik	19
2.5 Pengujian Bending	21
2.5.1 Three Point Bending.....	22
2.6 Pengujian Impak	23
BAB III	26
3.1 Tempat dan Waktu Penelitian	26
3.2 Alat dan Bahan.....	26
3.2.1 Alat.....	26
3.2.2 Bahan	29
3.3 Pembuatan Spesimen CARALL.....	31
3.4 Prosedur Pengujian.....	32

3.5 Diagram Alir Penelitian	35
BAB IV	37
4.1 Hasil Pengujian Kekuatan Tarik.....	37
4.1.1 Contoh perhitungan Uji Tarik.....	37
4.1.2 Analisa kekuatan tarik, regangan dan modulus tarik CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>), Aluminium 0,5 dan CARALL (<i>Carbon Reinforced Aluminium Laminates</i>)	39
4.2 Hasil Pengujian Kekuatan Bending	46
4.2.1 Contoh perhitungan uji bending	47
4.2.2 Analisa kekuatan bending dan modulus bending CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>), Aluminium dan CARALL (<i>Carbon Reinforced Aluminium Laminates</i>).....	49
4.3 Hasil Pengujian Kekuatan Impak	54
4.3.1 Contoh perhitungan uji dampak	54
4.3.2 Analisa kekuatan Impak CFRP (<i>Carbon Fiber Reinforced Ploymer</i>), Aluminium dan CARALL (<i>Carbon Reinforced Aluminium Laminates</i>).....	57
4.4 Kekuatan Spesifik Uji Tarik, Uji Bending, Uji Impak.....	58
4.4.1 Kekuatan Spesifik Uji tarik	58
4.4.2 Kekuatan Spesifik Uji Bending	60
4.4.3 Kekuatan Spesifik Uji Impak	61
4.5 Hasil Patahan Tarik, Bending dan Impak CARALL	63
4.5.1 Hasil Patahan Pengujian Tarik	63
4.5.2 Hasil Patahan Spesimen Bending	67
4.5.3 Hasil Patahan Spesimen Impak	69
BAB V	72
5.1 Kesimpulan	72
5.2 Saran	73
Daftar Pustaka.....	74
LAMPIRAN.....	1

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Material yang digunakan pada pesawat terbang (Zhu dkk, 2018)	5
Gambar 2. 2 Klasifikasi FMLs berdasarkan lapisan logam	10
Gambar 2. 3 Presentasi skematis dari Fiber Metal Laminate (ARALL 2) (T. Sinmazçelik et al. 2011)	11
Gambar 2. 4 Ilustrasi skematis dari laminasi cross-ply GLARE. (T. Sinmazçelik et al. 2011)	13
Gambar 2. 5 Ilustrasi skematis laminasi CARALL. (T. Sinmazçelik et al. 2011)	15
Gambar 2. 6 Airfoil clark-Y (NACA Seri 4)	18
Gambar 2. 7 Skema Peralatan dalam Uji Tarik	19
Gambar 2. 8 Contoh Kurva Hasil Uji Tarik	20
Gambar 2. 9 Penampang uji Three Point Bending (Standar ASTM D790-02)	22
Gambar 2. 11 Skema peralatan uji Impak	24
Gambar 3. 1 Jangka sorong	26
Gambar 3. 2 Gurinda	26
Gambar 3. 3 Kaca	27
Gambar 3. 4 Pompa vacum	27
Gambar 3. 5 Kuas	27
Gambar 3. 6 Plastik	28
Gambar 3. 7 Isolasi	28
Gambar 3. 8 Timbangan	28
Gambar 3. 9 Aluminium plat	29
Gambar 3. 10 Karbon fiber	29
Gambar 3. 11 Lem JB WELD	29
Gambar 3. 12 Epoxy resin dan hardener	30
Gambar 3. 13 Perforated release film	30
Gambar 3. 14 Carbon breather	30
Gambar 3. 15 Spesimen Pengujian Tarik ASTM D 638-02	32

Gambar 3. 16 Spesimen Uji Bending Astm D 790-02	33
Gambar 3. 17 Spesimen Uji Impak Astm D 256-00	34
Gambar 3. 18 Diagram alir penelitian.....	36
Gambar 4. 1 Kekuatan tarik dari CFRP (Carbon Fiber Reinforeced Polymer) , Aluminium 0,5 dan CARALL dengan berbagai variasi struktur	40
Gambar 4. 2 Grafik (a) Rules of Mixtures CARALL 1 [Al-CFRP-Al], (b) Rules of Mixtures CARALL 2 [CFRP-Al-CFRP], (c) Rules of Mixtures CARALL 3 [Al-CFRP-Al-CFRP-Al], (d) Rules of Mixtures CARALL 4 [CFRP-Al-CFRP-Al-CFRP]	41
Gambar 4. 3 Regangan dari CFRP (Carbon Fiber Reinforeced Polymer), Aluminium. 0,5 dan CARALL (Carbon Reinforced Aluminium Laminates) dengan berbagai variasi struktur	43
Gambar 4. 4 Modulus Elastis dari CFRP (Carbon Fiber Reinforeced Polymer), Aluminium 0,5 dan CARALL (Carbon Reinforced Aluminium Laminates) dengan berbagai variasi struktur.....	44
Gambar 4. 5 Grafik (a) Rules of Mixtures CARALL 1 [Al-CFRP-Al], (b) Rules of Mixtures CARALL 2 [CFRP-Al-CFRP], (c) Rules of Mixtures CARALL 3 [Al-CFRP-Al-CFRP-Al], (d) Rules of Mixtures CARALL 4 [CFRP-Al-CFRP-Al-CFRP]	46
Gambar 4. 6 Kekuatan Bending dari CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer), Aluminium dan CARALL dengan berbagai variasi struktur	49
Gambar 4. 7 Grafik (a) Rules of Mixtures CARALL 1 [Al-CFRP-Al], (b) Rules of Mixtures CARALL 2 [CFRP-Al-CFRP], (c) Rules of Mixtures CARALL 3 [Al-CFRP-Al-CFRP-Al], (d) Rules of Mixtures CARALL 4 [CFRP-Al-CFRP-Al-CFRP]	50
Gambar 4. 8 Modulus Bending dari CFRP (Carbon Fiber Reinforeced Polymer), Aluminium dan CARALL (Carbon Fiber Reinforced Polymer) dengan berbagai variasi struktur.....	53
Gambar 4. 9 Energi impak maksimal dari CFRP (Carbon Fiber Reinforeced Polymer), Aluminium dan CARALL dengan berbagai variasi struktur	57

Gambar 4. 10 Foto Makro patahan (a) sebelum terjadi patahan, (b) CARALL 1 [Al-CFRP-AI], (c) CARALL 2 [CFRP-AI-CFRP], (d) CARALL 3 [Al-CFRP-AI-CFRP-AI], (e) CARALL 4 [CFRP-AI-CFRP-AI-CFRP].....64

Gambar 4. 11 Foto Makro patahan tarik tampak samping (a) CARALL 1 [Al-CFRP-AI], (b) CARALL 2 [CFRP-AI-CFRP], (c) CARALL 3 [Al-CFRP-AI-CFRP-AI], (d) CARALL 4 [CFRP-AI-CFRP-AI-CFRP]65

Gambar 4. 12 Foto Makro patahan bending (a) CARALL 1 [Al-CFRP-AI], (b) CARALL 2 [CFRP-AI-CFRP], (c) CARALL 3 [Al-CFRP-AI-CFRP-AI], (d) CARALL 4 [CFRP-AI-CFRP-AI-CFRP]68

Gambar 4. 13 Foto Makro patahan impact (a) CARALL 1 [Al-CFRP-AI], (b) CARALL 2 [CFRP-AI-CFRP], (c) CARALL 3 [Al-CFRP-AI-CFRP-AI], (d) CARALL 4 [CFRP-AI-CFRP-AI-CFRP]70

DAFTAR TABEL

Tabel 2. 1 Laminasi ARALL yang tersedia secara komersial	12
Tabel 2. 2 Kelas GLARE yang tersedia secara komersial	14
Tabel 4. 1 Hasil perhitungan nilai kekuatan tarik, regangan dan modulus tarik.....	38
Tabel 4. 2 Hasil perhitungan nilai kekuatan bending dan modulus bending	47
Tabel 4. 3 Hasil perhitungan nilai energi maksimal kekuatan impak.....	55
Tabel 4. 4 Hasil perhitungan kekuatan spesifik CARALL uji tarik	59
Tabel 4. 5 Hasil perhitungan kekuatan spesifik CARALL uji bending	60
Tabel 4. 6 Hasil perhitungan kekuatan spesifik CARALL uji impak.....	62

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Pada era modern ini, teknologi material berkembang sangat pesat. Salah satu material yang banyak digunakan karena memiliki banyak keunggulan adalah material komposit. Misalnya saja pada industri otomotif, dirgantara ataupun perkapalan, material komposit banyak digunakan karena sifat yang dimiliki material komposit relatif lebih ringan dan kuat dibandingkan material baja, selain itu material komposit juga lebih tahan karat.

Selama dekade terakhir, perancang pesawat telah menggunakan komposit serat karbon (grafit) sebagai pengganti logam dalam industri pesawat terbang. Kemajuan teknologi termoplastik telah menarik perhatian perancang untuk beralih ke material ini. Rasio kekuatan terhadap berat, ketangguhan, ketahanan korosi, rasio kekakuan terhadap berat, ketahanan aus, produktivitas dan lain-lain dapat menjadi pesaing yang sesuai. (Niu,1989).

Salah satu jenis komposit yang banyak digunakan pada saat ini ialah *Fiber Metal Laminates* (FML). Fiber metal laminates (FML) merupakan bagian dari komposit lapis (laminates composite). FML adalah struktur komposit *hybrid* yang tersusun dari lembaran logam paduan dan lapisan serat karbon sebagai penguat. Komposit ini menggabungkan keuntungan dari material logam dan matrik yang diperkuat serat karbon.

FML yang tersedia secara umum adalah laminasi aluminium yang diperkuat serat Aramid (ARALL) berdasarkan serat aramid, Laminasi aluminium yang diperkuat serat kaca (GLARE) berdasarkan serat kaca berkekuatan tinggi dan laminasi CARALL berdasarkan serat karbon, laminasi serat ini menawarkan beberapa sifat mekanik yang unggul, dibandingkan dengan komposit polimer konvensional atau paduan aluminium monolitik kekuatan tinggi.

Laminasi aluminium / serat karbon (CARALL) awalnya dikembangkan di Delft University of Technology pada awal tahun 1990. Laminasi CARALL menunjukkan nilai kekuatan yang lebih tinggi dan kekakuannya bisa dua kali lebih tinggi dibandingkan dengan ARALL atau GLARE. Kinerja fatik juga lebih tinggi jika dibandingkan dengan GLARE. (Botelho dkk, 2006). CARALL memiliki sifat penyerapan energi yang baik berkat deformasi plastik aluminium dan retakan mikro pada lapisan komposit. Selain itu, ini juga memberikan ketahanan benturan yang sangat baik. (Sasso dkk, 2019)

Perkembangan produksi serat karbon menghasilkan berbagai jenis serat yang memiliki sifat mekanik yang luas. Kekuatan dan kekakuan adalah gerakan penggerak utama untuk aplikasi struktural pesawat terbang. Kekakuan yang tinggi dari serat karbon memungkinkan tingkat pertumbuhan retak sangat rendah. Pada saat yang sama, keberadaan lapisan logam dalam komposit sangat menguntungkan untuk sifat tumbukan. Selain itu, kombinasi kekakuan dan kekuatan tinggi dengan sifat benturan yang baik memberikan keuntungan besar pada laminasi karbon / aluminium untuk aplikasi ruang angkasa.

Penelitian mengenai CARALL ini telah dilakukan oleh Rajan dkk pada tahun 2018 dengan variasi struktur lapisan CARALL 2/1, 3/2, dan 4/3 terhadap kekuatan dampak yang telah membuktikan bahwa jumlah lapisan dan ikatan perekat antarmuka memiliki pengaruh yang cukup besar pada laminasi CARALL. Dampak kerusakan dan kedalaman deformasi tergantung pada jumlah lapisan dan energi yang diserap. CARALL 4/3 memiliki ketahanan terhadap dampak kerusakan yang lebih tinggi dibandingkan CARALL 3/2 dan 2/1 dan ini menunjukkan kapasitas penyerap energi yang superior dari laminasi CARALL. (Rajan dkk, 2018)

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, misalnya dalam pembuatan fuselage Airbus A380, panel kulit sayap bawah pesawat Fokker 27 sebelumnya dan pintu kargo Boeing C-17. (Alderliesten, 2009). Pengaplikasian FML di dunia penerbangan dalam

peningkatan efisiensi struktur ringan pada pesawat, dimana desain struktur ringan sangat penting untuk penerbangan ultralight. Struktur ringan dalam aplikasi struktural misalnya pada kulit sayap atas dan bawah pesawat. (Zhu dkk,2018).

Hal ini juga dipertimbangkan untuk digunakan sebagai bahan struktural utama untuk beberapa pesawat misalnya saja pada bentuk rangka airfoil pada pesawat.

Berdasarkan hal tersebut, peneliti ingin menganalisa bagaimana **“PENGARUH STRUKTUR *CARBON REINFORCED ALUMINIUM LAMINATES (CARALL)* TERHADAP SIFAT MEKANIK”**

1.2 Rumusan Masalah

Permasalahan yang akan diselesaikan dalam penelitian ini adalah :

1. Bagaimana pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan tarik?
2. Bagaimana pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan tekuk?
3. Bagaimana pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan dampak?
4. Bagaimana permukaan patahan *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* hasil uji tarik, tekuk dan dampak?

1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Menganalisa pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan tarik.
2. Menganalisa pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan tekuk.
3. Menganalisa pengaruh struktur *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* terhadap kekuatan Dampak.
4. Menganalisa permukaan patahan *Carbon Reinforced Aluminium Laminates (CARALL)* hasil uji tarik, uji tekuk dan uji dampak.

1.4 Batasan Masalah

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

1. Aluminium yang digunakan dengan tebal 0.5 mm
2. *CARALL (Carbon Reinforced Aluminum Laminates)* dengan fiber CFRP.
3. Resin yang di pakai adalah *epoxy* resin dengan takaran setiap 100 ml *epoxy* 1 ml hardener
4. Perbandingan Resin dengan serat ialah 60:40
5. Lem perekat *Fiber Metal Lamination (FML) JB WELD*
6. Pengujian tarik menggunakan mesin pengujian tarik BLKI
7. Pengujian tekuk menggunakan mesin pengujian bending BLKI
8. Pengujian impak menggunakan mesin pengujian impak lab metalurgi fisik FT-UH.

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 ultralight.

BAB II

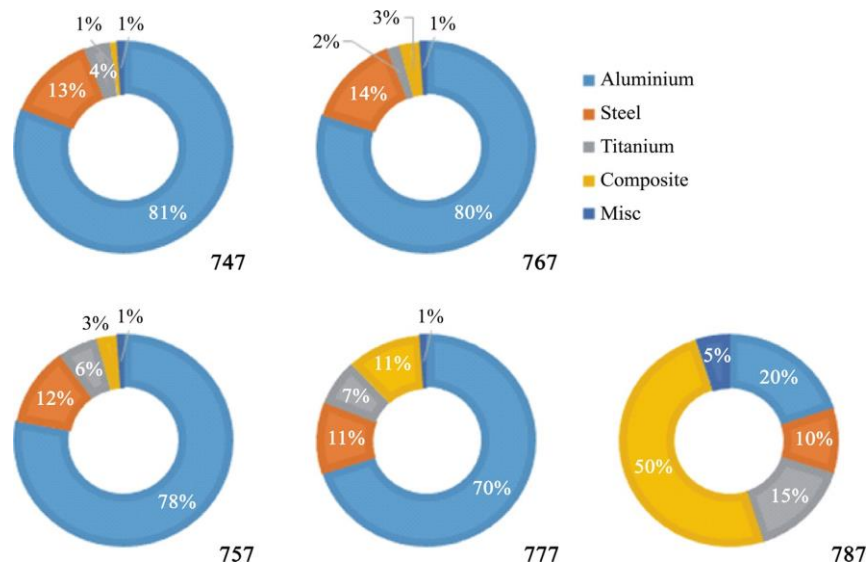
TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Material pada Pesawat Terbang

Pada awal perintisan struktur pesawat terbang sebagian besar komposit dibuat dari kayu (komposit alami), kawat, dan kain. Paduan aluminium mengambil alih pada tahun 1930-an dan telah mendominasi industri hingga saat ini (Irving & Soutis, 2020).

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.

Berikut merupakan material-material yang digunakan untuk membangun konstruksi pesawat terbang :



Gambar 2. 1 Material yang digunakan pada pesawat terbang (Zhu dkk, 2018).

1. *Alumunium Alloy*

Material aluminium ini 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. (Niu,1989)

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

2. Titanium

Penggunaan titanium sebagai bahan komersial baru sekitar tahun 1950. Kerugian dari sifat-sifatnya yang menarik adalah reaktivitas kimia yang ekstrem, dan ada banyak kesulitan yang harus diatasi dalam pemurnian logam dari bijihnya dan membentuknya menjadi penempaan atau coran. Masalah-masalah ini menunda pengenalannya.(Niu,1989).

Beberapa paduan titanium digunakan dalam teknik penerbangan, di antaranya Ti-6Al-4V, dan Ti-4Al4Mo-2Sn-0.5Si. Ti-6Al-4V dikembangkan pada tahun 1956 di Amerika dan sekarang mungkin merupakan paduan titanium yang paling banyak digunakan. Ti-4Al-4Mo-2Sn-0.5Si adalah paduan yang lebih khusus dikembangkan di Inggris dan sedikit digunakan di tempat lain (Anonim,1975).

3. *Steel Alloy (Baja Paduan)*

Untuk kebutuhan tegangan tarik yang tinggi, baja paduan masih dapat digunakan dibandingkan dengan titanium dan tentunya memiliki biaya yang lebih rendah (Niu,1989).

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.

- *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.

- *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.

- *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.

- *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*.

4. 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 (Niu,1989)

Material komposit merupakan material yang tersusun dari kombinasi dua atau lebih unsur utama yang secara makro berbeda bentuk dengan komposisi yang tidak dapat dipisahkan (Schwartz, 1984).

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* (Niu,1989). 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.

2.2 Fiber Metal Laminates (FML)

Fiber Metal Laminate (FML) adalah kelompok modern komposit hibrida yang dirancang pada akhir abad ke-20 untuk industri pesawat terbang. Sampai pertengahan abad ke-20, struktur utama dalam industri pesawat terbang didominasi oleh penggunaan logam. Pada paruh kedua abad ke-20, struktur semimonocoque

berdinding logam tipis, dimana dalam kondisi beban yang aman dapat menunjukkan kehilangan stabilitas lokal yang merugikan secara aerodinamis, sehingga digantikan dengan struktur sandwich. Struktur seperti itu ditandai oleh inti seluler, yang disebut honeycomb.c. Honeycomb sebagian besar terbuat dari aluminium dan lembaran Nomex [*poli (meta-phenylene isophthalamide)*] (Surowska dkk,2017).

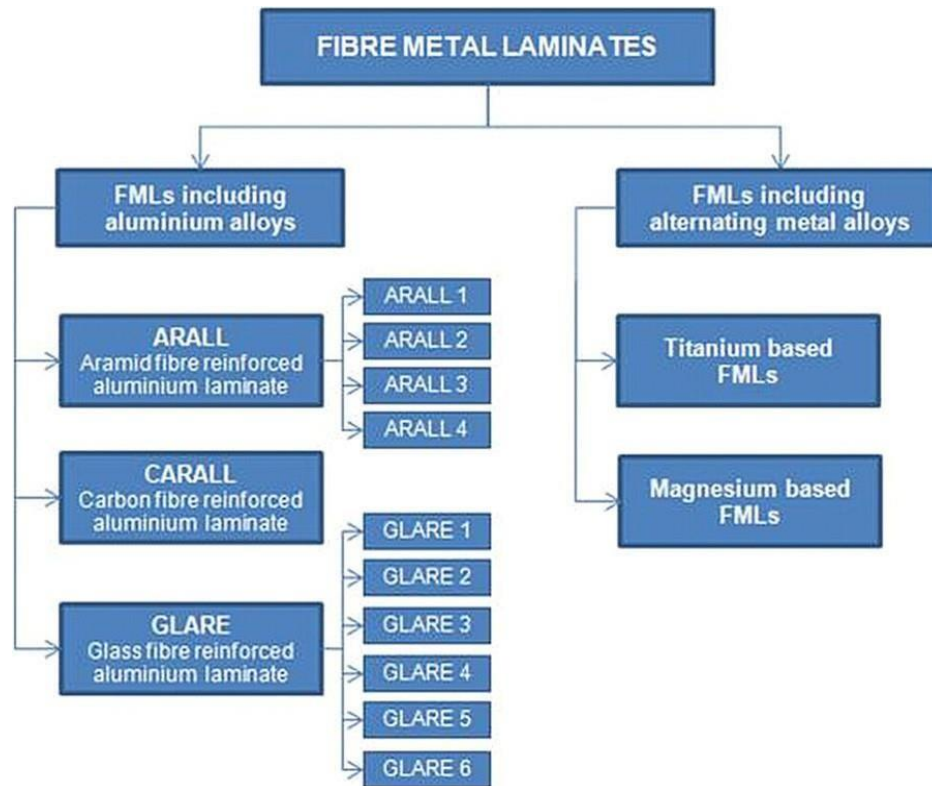
Fiber Metal Laminate (FML) dibentuk dari kombinasi lapisan logam yang mengapit lapisan plastik yang diperkuat serat. Logam yang saat ini digunakan adalah aluminium, magnesium atau titanium, dan lapisan yang diperkuat serat adalah kaca, karbon atau kevlar. Pada tahun 1945, para insinyur *Fokker Aerostructures* yang harus mulai dari awal menangkap peluang untuk memperkenalkan teknologi baru. Salah satu insinyur yaitu Rob Schliekelmann. Dia melakukan Pelatihan praktis di pabrik pesawat Inggris De Havilland. Schliekelmann membawa teknologi ikatan logam ke *fokker* di mana dia mengoptimalkan pretreatment dari lapisan aluminium dan proses produksi struktur berikat, misalnya dengan memperkenalkan autoclave. Karena tidak ada peralatan penggilingan murah yang tersedia, ikatan logam diaplikasikan untuk membuat struktur laminasi.

Di Universitas Teknologi Delft, ditemukan bahwa tingkat pertumbuhan retak kelelahan pada bahan lembaran berikat adhesif dapat dikurangi, jika mereka dibangun dengan melaminasi dan mengikat secara tipis lembaran material yang tipis, alih-alih menggunakan satu lembar monolitik tebal (Asundi & Choi,1997).

Keuntungan menjadi sangat jelas jika retakan mulai di salah satu lembar laminasi saja, lapisan perekat berperilaku sebagai pembagi retak. Dalam keadaan ini, lembaran yang masih retak mengurangi tingkat pertumbuhan retak di lembaran retak. Pengurangan dalam tingkat pertumbuhan retak berlanjut sampai celah dimulai di lembaran lainnya juga. Sistem material ini dibuat dengan menyatukan lapisan komposit dengan lapisan logam (Vogelgesang dkk,2000).

Konsep ini biasanya diterapkan pada aluminium dengan serat aramid dan kaca,tetapi juga dapat diterapkan pada konstituen lain (Alderliesten,2009). Gambar 2.2 memberikan klasifikasi FML berdasarkan lapisan logam FML yang tersedia

secara komersial adalah ARALL 1 berdasarkan serat aramid, CARALL berdasarkan serat karbon dan GLARE 1 berdasarkan serat kaca kekuatan tinggi (Vogel, 2000).

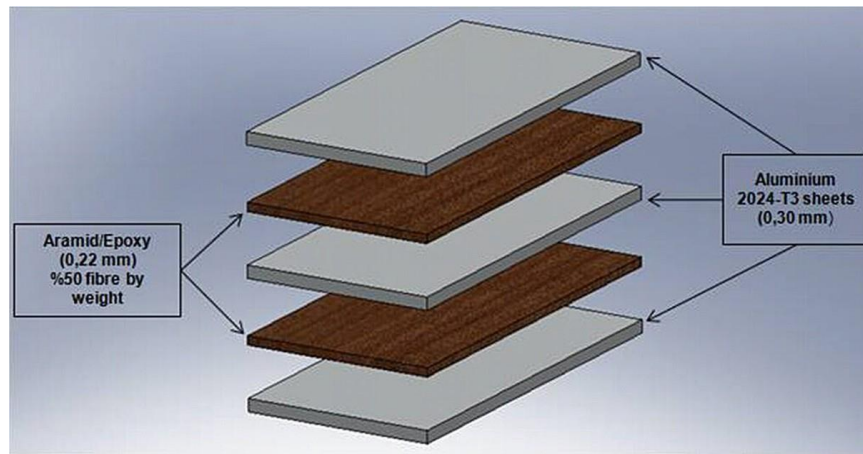


Gambar 2. 2 Klasifikasi FMLs berdasarkan lapisan logam.

2.2.1. Jenis-jenis Fiber Metal Laminates

a) ARALL

Berdasarkan semua penelitian, bahan Laminasi Serat Logam awal, ARALL (*Aramid Fiber Reinforced Aluminium Laminate*) diperkenalkan pada tahun 1978 di Fakultas Teknik Dirgantara Universitas Teknologi Delft (DUT) (Vilanueva & Cantwell, 2004). ARALL terdiri dari lapisan paduan aluminium tipis bolak-balik ($0,2 \pm 0,4$ mm) dan prepreg serat aramid uniaksial atau biaksial, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.3



Gambar 2. 3 Presentasi skematis dari Fiber Metal Laminate (ARALL 2) (T. Sinmazçelik et al. 2011).

Laminasi ARALL terbuat dari serat aramid berkekuatan tinggi yang tertanam dalam perekat epoksi struktural yang diapit di antara beberapa lapisan lembaran paduan aluminium tipis. Presentasi skematis dari ARALL ditunjukkan pada Gambar. 2.3. Kombinasi logam kekuatan tinggi (lapisan aluminium) dan serat yang kuat (lapisan aramid) menghasilkan bahan komposit baru dengan seperangkat sifat yang unik. Laminasi ARALL menawarkan banyak keuntungan seperti kekuatan tinggi dan sifat kelelahan yang luar biasa (Sinmazçelik dkk,2011).

Pada 1984 dua paten internasional didapatkan dan perintisan produksi dari empat jenis standar ARALL dimulai oleh Perusahaan Alcoa setelah kepercayaan yang memadai pada materi ini telah diperoleh (Asundi dkk,1997).

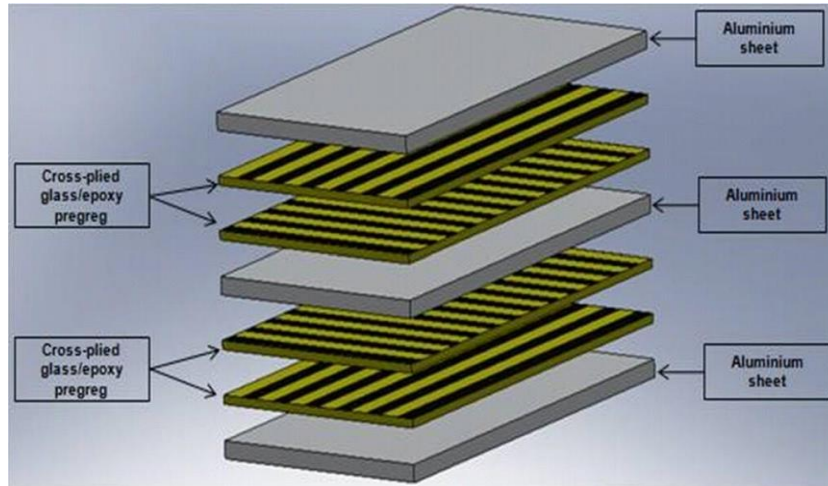
Laminasi ARALL komersial diberikan pada Tabel 2.1. Keempat produk ARALL standar menggunakan sistem perekat termoset yang diresapi dengan serat aramid searah dalam serat dengan rasio berat resin 50:50. Serat berorientasi sejajar dengan arah gulungan lembaran aluminium.

Tabel 2. 1 Laminasi ARALL yang tersedia secara komersial

	<i>Metal type</i>	<i>Metal thickness (mm)</i>	<i>Fibre layer (mm)</i>	<i>Fibre direction (°)</i>	<i>Characteristics</i>
ARALL 1	7075-T6	0.3	0.22	0/0	<i>Fatigue, strength</i>
ARALL 2	2024-T3	0.3	0.22	0/0	<i>Fatigue, formability</i>
ARALL 3	7475-T76	0.3	0.22	0/0	<i>Fatigue, strength, exfoliation</i>
ARALL 4	2024-TB	0.3	0.22	0/0	<i>Fatigue, elevated temperature</i>

b) GLARE

Laminasi GLARE termasuk dalam keluarga laminasi logam, terdiri dari lapisan bolak-balik serat kaca searah pregreg yang diperkuat dan lembaran paduan aluminium kekuatan tinggi. Pada awalnya, mereka dikembangkan untuk aplikasi aeronautika sebagai peningkatan ARALL dengan serat kaca canggih dan diperkenalkan di Universitas Teknik Delft di Belanda pada tahun 1990. Kemudian, kemitraan antara AKZO dan ALCOA mulai beroperasi pada tahun 1991 untuk menghasilkan dan mengkomersialkan GLARE. Gambar. 2.3 secara skematis menggambarkan laminasi *cross-ply* pada GLARE. Perbedaan terbesar dari GLARE dibandingkan dengan ARALL adalah bahwa GLARE terdiri dari serat kaca bukan serat aramid. Keragaman ini memberikan sifat unggul untuk laminasi GLARE



Gambar 2. 4 Ilustrasi skematis dari laminasi *cross-ply* GLARE. (T. Sinmazçelik et al. 2011)

Kekakuan dan kekuatan spesifik dalam arah serat GLARE ditingkatkan pada paduan aluminium kekuatan tinggi yang digunakan untuk lapisan logam, yang secara signifikan berkontribusi terhadap penghematan berat dalam desain komponen struktural yang didominasi oleh tegangan. Mekanisme *bridging fiber* yang disebutkan menghambat pertumbuhan dan penyebaran retak pada lapisan aluminium-paduan di bawah kondisi beban tarik.

GLARE memiliki daya rekat yang lebih baik antara serat kaca dibandingkan dengan ARALL. Selain itu, serat kaca jauh lebih tahan terhadap pemuatan kompresi. Sehingga, kegagalan serat pada serat kaca jarang diamati selama beban kelelahan. Keuntungan lain dari GLARE dibandingkan ARALL adalah kekuatan tarik dan tekannya yang lebih tinggi, perilaku tumbukan yang lebih baik dan kekuatan residu yang lebih baik.

Saat ini, bahan GLARE dikomersialkan dalam enam kelas standar yang berbeda (Tabel 2.2)

Tabel 2. 2 Kelas GLARE yang tersedia secara komersial

<i>Grade</i>	<i>Sub</i>	<i>Metal Type</i>	<i>Metal Thickness (mm)</i>	<i>Fibre Layer (mm)</i>	<i>Pregreg orientation in each fibre layer (°)</i>	<i>Characteristics</i>
GLARE 1	–	7475-T761	0.3–0.4	0.266	0/0	<i>Fatigue, strength, yield stress</i>
GLARE 2	GLARE 2A	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0/0	<i>Fatigue, strength</i>
	GLARE 2B	2024-T3	0.2–0.5	0.266	90/90	<i>Fatigue, strength</i>
GLARE 3	–	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0/90	<i>Fatigue, impact</i>
GLARE 4	GLARE 4A	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0/90/0	<i>Fatigue, strength, in 0° direction</i>
	GLARE 4B	2024-T3	0.2–0.5	0.266	90/0/90	<i>Fatigue, strength, in 90° direction</i>
GLARE 5	–	2024-T3	0.2–0.5	0.266	0/90/90/0	<i>Impact, Shear, off-axis properties</i>
GLARE 6	GLARE 6A	2024-T3	0.2–0.5	0.266	+45/-45	<i>Shear, off-axis properties</i>
	GLARE 6B	2024-T3	0.2–0.5	0.266	-45/+45	<i>Shear, off-axis properties</i>

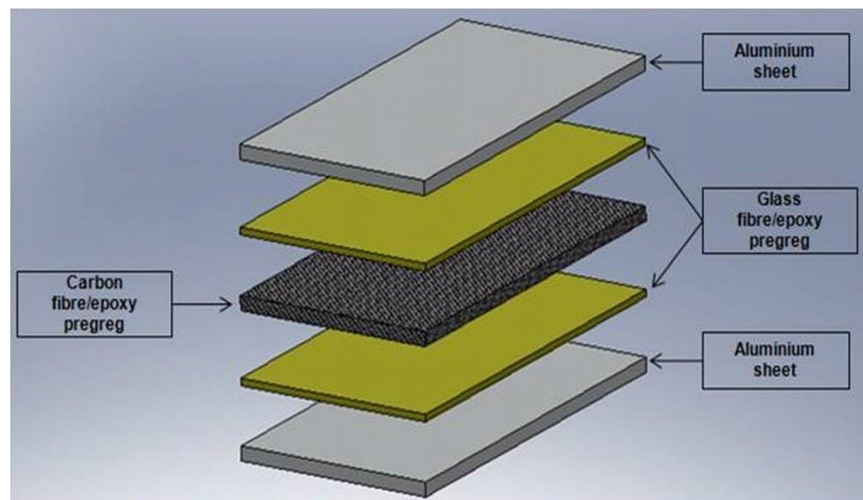
c) CARALL

Laminasi aluminium / serat karbon (CARALL) awalnya dikembangkan di Delft University of Technology pada awal tahun 1990. Namun awal-awal kemunculan dari laminasi CARALL kurang mendapat perhatian dibanding dengan ARALL maupun GLARE, kemungkinan karena proses produksi yang lebih sulit.

Laminasi logam serat terdiri dari lapisan paduan aluminium dan serat pregreg yang diresapi. Sifat superiornya sangat bergantung pada jenis serat penguat yang digunakan pada pregreg. Setiap jenis memiliki kelebihan dan keterbatasannya. Seperti disebutkan sebelumnya, laminasi ARALL didasarkan pada serat aramid. Serat Aramid memberikan kekuatan dan modulus spesifik yang baik, ketahanan benturan tinggi dan ketangguhan yang luar biasa untuk laminasi ARALL. Namun, kekuatan

tekan yang buruk adalah batasan utama untuk komposit hibrid ini. Dalam sudut pandang ini, CARALL laminasi telah dikembangkan sebagai peningkatan dari laminasi ARALL. CARALL mengandung jumlah karbon yang berbeda dari pregreg karbon / epoksi bukan pregreg aramid / epoksi. Sebuah ilustrasi skematis dari laminasi CARALL ditunjukkan pada Gambar. 2.5.

Laminasi CARALL menunjukkan nilai kekuatan yang lebih tinggi dan kekakuannya bisa dua kali lebih tinggi dibandingkan dengan atau GLARE. Kinerja fatik juga lebih tinggi jika dibandingkan dengan GLARE. Kombinasi kekakuan dan kekuatan tinggi dengan sifat benturan yang baik membuat laminasi CARALL mempunyai keuntungan yang besar untuk aplikasi ruang. Aplikasi lain untuk laminasi ini adalah peredam benturan untuk penyangga helikopter dan kursi pesawat (Lindk,1991)



Gambar 2.5 Ilustrasi skematis laminasi CARALL. (T. Sinmazçelik et al. 2011)

2.22 Faktor yang mempengaruhi sifat mekanik FML

Ada beberapa faktor yang mempengaruhi sifat mekanik dari FML, yaitu:

1) Faktor Paduan 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 alumunium 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*.

2) Bentuk Susunannya

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 impak dari berbagai spesimen GLARE 5 (3/2) yang memiliki orientasi *unidirectional*, *cross-ply*, *angle-ply*, *quasi-isotropic* untuk berbagai tingkat energi impak 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 impak yang baik dengan defleksi permanen yang rendah.

3) Faktor Serat

a) Letak Serat

- *One Dimensional Reinforcement*, mempunyai kekuatan pada arah axis serat.
- *Two Dimensional Reinforcement* (planar), mempunyai kekuatan pada dua

arah atau masing-masing arah orientasi serat.

- *Three Dimensional Reinforcement*, mempunyai sifat isotropic, kekuatannya lebih tinggi dibanding dengan dua tipe sebelumnya.

b) Panjang Serat

Serat panjang lebih kuat dibandingkan dengan serat pendek. Oleh karena itu panjang dan diameter sangat berpengaruh pada kekuatan maupun modulus komposit. Serat panjang (*continous fibre*) lebih efisien dalam peletakkannya daripada serat pendek.

c) Bentuk Serat

Bentuk serat tidak mempengaruhi, yang mempengaruhi adalah diameter seratnya. Semakin kecil diameter serat, maka akan menghasilkan kekuatan komposit yang tinggi. Serat yang paling umum diterapkan pada layups FML adalah aramid dan kaca. Relatif sedikit perhatian telah dialokasikan dalam literatur tentang karbon.

Seperti yang telah dibahas, FML dibagi menjadi dua kelompok dalam hal kegagalan yaitu, "*fiber dominated*" dan "*aluminium dominated*". (Vlot, 1991).

4) Faktor Matriks

Matriks sangat berpengaruh dalam mempengaruhi performa komposit. Tergantung dari matriks jenis apa yang dipakainya, dan untuk tujuan apa dalam pemakaian matriks tersebut.

2.3 Pesawat Ultralight

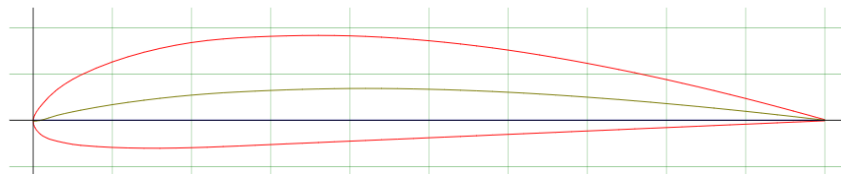
Pesawat ultralight adalah pesawat yang sangat ringan dan kecil yang digunakan untuk keperluan seperti olahraga, hobi pribadi dan terutama minat rekreasi. Disebut juga sebagai pesawat microlight. Pesawat ultralight beratnya sangat ringan dan terbang sangat lambat, itulah sebabnya dianggap tidak sangat berbahaya. Penggunaan ultralight pesawat mulai muncul selama akhir 1970-an dan awal 1980-an.

Beberapa persyaratan untuk membangun pesawat ultralight yang efisien adalah sebagai berikut:

- Ultralight harus memiliki berat kosong (tidak ada berat bahan bakar atau tidak ada berat penghuni) tidak lebih dari 254 lbs, yaitu sekitar 115,2 kilogram untuk ultralight bertenaga. Untuk ultralight tak berdaya, maksimum kosong berat harus 155 lbs atau 70,3 kg.
- Ultralight tidak dapat membawa lebih dari 5 galon bahan bakar.
- Ultralight dapat memiliki kecepatan daya penuh maksimum 55 knot (101,86 km / jam) dalam penerbangan level
- Pesawat ultralight mungkin hanya memiliki kapasitas tempat duduk hingga satu orang. Pesawat ultralight dirancang dengan baik dan dibangun menggunakan bahan berkualitas tinggi seperti aluminium atau baja.

Pertimbangan aerodinamika adalah penting dalam desain kendaraan seperti pesawat terbang. NACA airfoil adalah salah satu bentuk bodi aerodinamika sederhana yang berguna untuk dapat memberikan gaya angkat tertentu terhadap suatu bodi lainnya dan dengan bantuan penyelesaian matematis sangat memungkinkan untuk memprediksi berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu bodi airfoil. Selama periode ini banyak pengujian airfoil dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. (Mulyadi, 2010).

Ada beberapa jenis airfoil NACA yakni: NACA Seri 4, NACA Seri 5, NACA Seri-1 (Seri 16), NACA Seri 6, NACA Seri 7 dan NACA Seri 8. Namun airfoil yang paling sering digunakan pada pesawat jenis ultralight ialah NACA Seri 4 lebih tepatnya airfoil Clark-Y yang ditunjukkan pada gambabudimar 2.6

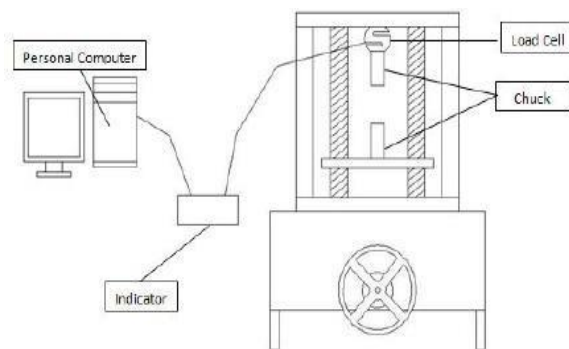


Gambar 2. 6 Airfoil clark-Y (NACA Seri 4)

2.4 Pengujian Tarik

Pengujian tarik adalah suatu pengukuran terhadap bahan untuk mengetahui keuletan dan ketangguhan suatu bahan terhadap tegangan tertentu serta pertambahan panjang yang dialami oleh bahan tersebut. (Samlawi dkk,2017).

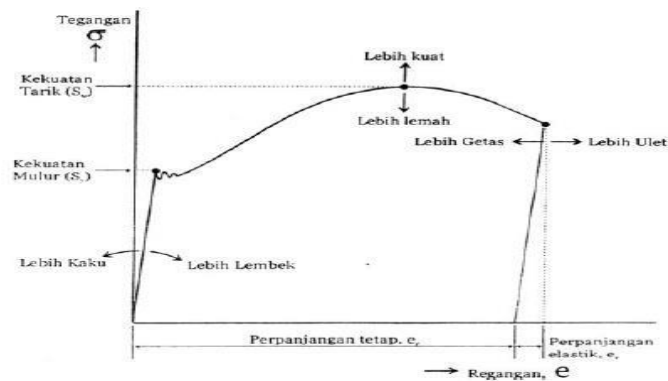
Pada uji tarik (*Tensile Test*) kedua ujung benda uji dijepit, salah satu ujung dihubungkan dengan perangkat penegang. Regangan diterapkan melalui kepala silang yang digerakkan motor dan alongasi benda uji, dengan pergerakan relatif dari benda uji. Beban yang diperlukan untuk mengasilkan regangan tersebut, ditentukan dari difleksi suatu balok atau proving ring, yang diukur dengan menggunakan metode hidrolik, optik atau elektro mekanik. Pengujian tarik dilakukan untuk mengetahui sifat-sifat mekanis suatu material, diantara sifat-sifat mekanis yang dapat diketahui dari hasil pengujian tarik yaitu kekuatan tarik, kuat luluh, keuletan, modulus elastisitas, kelentingan dari suatu material, dan ketangguhan.



Gambar 2. 7 Skema Peralatan dalam Uji Tarik (Budiman, 2016)

Dari gambar 2.7 dapat dilihat beberapa komponen utama yang terdapat pada mesin uji tarik. Komponen utama tersebut terdiri dari alat pencatat gaya (*load cell*), alat pencatat pertambahan panjang spesimen (*extensometer*), batang penarik (*moving crosshead*), dan spesimen.

Dari pengujian ini, selain diperoleh spesimen kerja yang putus karena proses penarikan, juga dihasilkan sebuah kurva uji tarik. Kurva ini merupakan gambaran dari proses pembebanan pada spesimen kerja melalui dari awal penarikan hingga spesimen kerja itu putus. Kurva uji tarik dapat diperoleh beberapa sifat mekanik material. Beberapa sifat mekanik material yang dimaksud yaitu kekuatan tarik, keuletan, dan elastisitas. Contoh kurva hasil uji tarik dapat dilihat pada gambar 2.8 (Budiman,2016).



Gambar 2. 8 Contoh Kurva Hasil Uji Tarik

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.

Nilai kekuatan tarik maksimum ditentukan dari oleh tegangan maksimum yang diperoleh dari kurva tarik. Tegangan maksimum ini diperoleh dari :

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

Dimana : σ_u = Ultimate tensile strength (N/mm²)

F = Beban maksimum (N)

A₀ = Luas penampang awal (mm²)

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

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

Dimana: ε = Regangan (%)

L_0 = Panjang awal (mm)

L_f = Panjang akhir (mm)

Reduksi penampang yang terjadi adalah

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

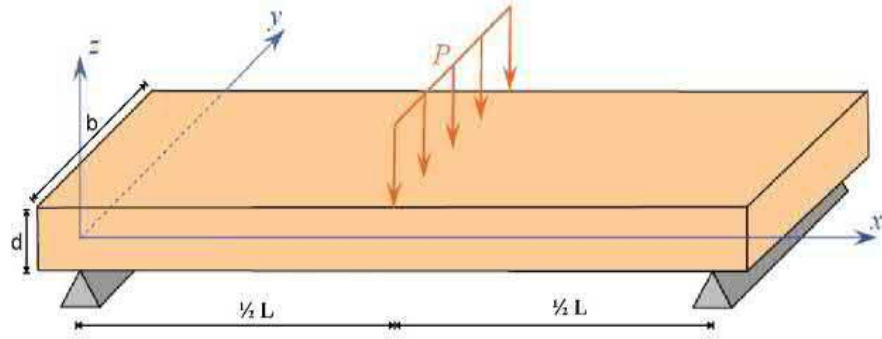
2.5 Pengujian Bending

Kekuatan *bending* suatu material dapat diidentifikasi dengan cara pengujian *bending* terhadap material komposit tersebut. Kekuatan *bending* atau kekuatan lengkung adalah tegangan *bending* terbesar yang dapat diterima akibat pembebanan luar tanpa mengalami deformasi yang besar atau kegagalan. Besar kekuatan *bending* tergantung pada jenis material dan pembebanan. Akibat Pengujian *bending*, bagian atas spesimen mengalami tekanan, sedangkan bagian bawah akan mengalami tegangan tarik. Material komposit kekuatan tekannya lebih tinggi dari pada kekuatan tariknya, karena tidak mampu menahan tegangan tarik yang diterima spesimen tersebut akan patah, hal tersebut mengakibatkan kegagalan pada pengujian komposit (Dwi, 2018).

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 *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 bending* dan *four point bending*.

2.5.1 Three Point Bending

Three point bending adalah cara pengujian yang menggunakan 2 tumpuan dan 1 penekan. Bisa dilihat pada gambar 2.9.



Gambar 2. 9 Penampang uji Three Point Bending (Standar ASTM D790-02)

Menentukan kekuatan *bending* menggunakan persamaan (ASTM D-790-03: 4) :

$$I = \frac{bd^3}{12} \dots\dots\dots(2.4)$$

Momen yang terjadi pada komposit dapat dihitung dengan persamaan:

$$M = \frac{1}{2} \cdot P \cdot \frac{1}{2} \cdot L$$

$$M = \frac{1}{4} \cdot P \cdot L \dots\dots\dots(2.5)$$

Tegangan *bending* dihitung menggunakan persamaan (ASTM D790-02: 4):

$$\sigma = \frac{M \cdot y}{I} \dots\dots\dots(2.6)$$

$$\sigma = \frac{\frac{1}{2} \cdot P \cdot \frac{1}{2} \cdot L \cdot \frac{1}{2} \cdot d}{\frac{1}{12 \cdot b \cdot d^3}}$$

$$\sigma = \frac{3 \cdot P \cdot L}{2 \cdot b \cdot d^2} \dots\dots\dots(2.7)$$

Keterangan rumus:

σ = Tegangan lengkung (kgf/mm²)

L = Jarak point (mm)

P = beban atau gaya yang terjadi (kgf)

b = lebar benda uji (mm)

d = Ketebalan benda uji (mm)

Untuk mendapatkan regangan *bending* digunakan persamaan :

$$\varepsilon_b = \frac{6Dd}{l^2} \dots \dots \dots (2.8)$$

Untuk mendapatkan nilai modulus elastisitas *bending* digunakan persamaan (ASTM D-790-03: 6):

$$E = \frac{L^3 \cdot m}{4 \cdot b \cdot d^3} \dots \dots \dots (2.9)$$

$$m = \frac{\Delta P}{\Delta l} \dots \dots \dots (2.10)$$

Keterangan:

σ = Tegangan *bending* (N/mm²)

ε = Regangan *bending*

E = Modulus elastisitas (N/mm²)

M = Momen lentur (N.mm)

m = *slope initial tangent* (N/mm)

P = Beban yang diberikan (N)

L = Jarak antara titik tumpuan (mm)

B = Lebar spesimen (mm)

d = Tebal spesimen (mm)

D = Defleksi (mm)

I = Momen inersia pada penampang persegi (mm⁴)

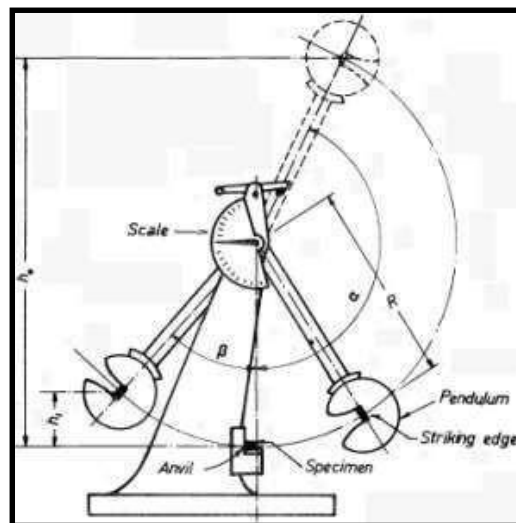
L = *Displacement* (mm)

y = Jarak dari sumbu netral ke tegangan normal

2.6 Pengujian Impak

Suatu sifat mekanik material yang muncul sebagai respon terhadap gaya impak disebut sebagai ketangguhan. Adapun ketangguhan sendiri didefinisikan sebagai besarnya penyerapan energi yang diperlukan untuk mematahkan logam. Ketangguhan suatu material sangat dipengaruhi oleh kekuatan dan keuletan material tersebut

Pengujian impact yang ideal diasumsikan bahwa semua energi yang muncul akibat beban impact akan diserap seluruhnya oleh spesimen. Namun pada kenyataannya kondisi ideal tidak pernah terwujud, sebagian kecil energi akan hilang sebagai akibat dari gesekan dan getaran mesin. Bentuk spesimen juga memegang peranan dalam menentukan besarnya energi yang diserap. Didalam pengujian impact terdapat 2 metode pengujian yakni pengujian dengan menggunakan metode Izod dan pengujian dengan menggunakan metode Charpy. Kedua pengujian ini adalah pengujian tipe pendulum atau juga biasa disebut single-blow impact test. Perbedaan kedua metode ini terletak pada bentuk spesimen dan geometri takikan serta arah pembebanan. Pengujian charpy adalah jenis pengujian jenis pengujian three point loading dimana spesimen ditumpu pada setiap ujungnya sementara izod hanya ditumpu pada salah satu ujungnya (cantilever beam model). Pengujian jenis charpy adalah pengujian yang paling banyak diaplikasikan pada industri dibandingkan izod. Dapat dilihat pada gambar 2.11 skema dari peralatan uji impact.



Gambar 2. 10 Skema peralatan uji Impact

Pengujian dilakukan dengan cara memberikan beban impak dalam bentuk palu pendulum dari ketinggian tertentu, h_0 . Pada saat palu pendulum diayunkan akan menumbuk spesimen, selanjutnya spesimen akan patah di daerah takikan yang berfungsi sebagai konsentrasi tegangan.

Besarnya penyerapan energi untuk mematahkan spesimen dihitung berdasarkan perbedaan ketinggian antar h_0 dan h_1 dengan persamaan sebagai berikut:

$$U = m.g (h_0-h_1)/A.....(2.12)$$

$$\text{Energi sebelum patah} \quad U_0 = Wh = WR (1-\cos \alpha).....(2.13)$$

$$\text{Energi setelah patah} \quad U_1 = Wh_1 = WR (1-\cos \beta).....(2.14)$$

$$\text{Energi untuk mematahkan spesimen} \quad U = W(h-h_1) = WR (\cos \beta - \cos \alpha).....(2.15)$$

Keterangan:

U = energi untuk mematahkan spesimen/ energi yang diserap (J)

W = berat pendulum (N)

h_0 = ketinggian awal dari palu pendulum (m)

h_1 = ketinggian akhir (m)

α = sudut jatuh pendulum ($^\circ$)

β = sudut pantul pendulum ($^\circ$)

R = jarak dari titik pusat (m)