



Kajian Material Komposit *Sandwich* pada *Floor Panel* Pesawat Terbang

Muhammad Labib Adyavit, Larasati Irischa Ramadhani, Mardiyati & Steven*

Kelompok Keahlian Ilmu dan Teknik Material, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara,
Institut Teknologi Bandung, Bandung

*Email: steven@material.itb.ac.id

Abstract. Sejak dahulu, komposit sandwich telah umum digunakan dalam proses manufaktur komponen pesawat terbang dimulai dari sandwich kayu balsa sejak tahun 1930-an hingga sandwich *honeycomb* dan polimer berpenguat serat. Karakteristik dari material sandwich tersebut dipandang sebagai material yang tepat untuk digunakan dalam proses manufaktur pesawat terbang karena memiliki sifat mekanik spesifik yang tinggi. Komposit sandwich umumnya digunakan dalam proses pembuatan panel lantai pesawat terbang. Nomex dan aluminium foam merupakan material yang umum digunakan sebagai core pada material sandwich, sedangkan material skin yang umum digunakan merupakan komposit epoksi berpenguat serat karbon/serat gelas. Material core umumnya dibuat dengan menggunakan metode *corrugating* dan ekspansi, sedangkan material kulit dibuat dengan menggunakan metode *prepreg lay-up*. Kedua material tersebut digabungkan bersama dengan menggunakan metode *adhesive bonding*. Produsen panel lantai pesawat terbang harus mematuhi standar dan spesifikasi otoritas penerbangan setempat untuk memastikan keamanan produk. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengidentifikasi material yang umum digunakan dalam proses pembuatan panel lantai pesawat terbang, alasan dari penggunaan material tersebut, memahami proses pembuatannya serta mempelajari spesifikasi dan standar yang harus dipenuhi panel lantai pesawat terbang.

Keywords: *aviasi, honeycomb, komposit sandwich, pesawat terbang* .

1 Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan salah satu alat transportasi yang diminati banyak kalangan karena waktu yang dibutuhkan untuk menempuh suatu jarak lebih singkat dibandingkan dengan transportasi lainnya. Menurut *Federal Aviation Administration* (FAA), *aircraft* merupakan perangkat yang digunakan untuk melakukan penerbangan di udara. *Aircraft* dapat dikelompokkan berdasarkan kesamaan propulsi, penerbangan, atau pendaratan. Empat kelompok besar dari *aircraft* adalah *airplane, rotorcraft, glider, atau balon*.

Pesawat terbang (*airplane*) merupakan pesawat *fixed-wing* yang digerakkan oleh mesin yang lebih berat daripada udara, yang penerbangannya didukung oleh reaksi dinamis antara udara dan sayap [1]. *Airplane* adalah varian dari *aircraft* yang ditemui pada pesawat penumpang dan militer. Contoh jenis-jenis *aircraft* dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1 Jenis-jenis *aircraft* (dari kiri ke kanan): *airplane*, *rotorcraft*, *glider*, dan *balloon* [2, 3, 4, 5].

Material yang digunakan pada *airplane* memiliki spesifikasi tertentu, yaitu tipis, bisa menahan beban, ringan, dan berkekuatan tinggi. Selain itu, material tersebut juga harus mudah difabrikasi, serta tahan terhadap lelah, korosi, dan lingkungan. Beberapa material yang sampai saat ini dapat digunakan dalam proses pembuatan pesawat terbang meliputi kayu, baja, dan aluminium. Di antara ketiga material tersebut, paduan aluminium merupakan material yang paling umum digunakan dalam konstruksi pesawat terbang yang tak tergantung selama bertahun-tahun. Selain kayu, baja, dan paduan aluminium, terdapat material baru yang mulai dikembangkan dalam proses pembuatan komponen pesawat terbang, yaitu paduan titanium dan komposit berpenguat serat. Paduan titanium biasanya digunakan pada kompresor sedangkan material komposit berpenguat serat umumnya digunakan pada eksterior dan interior pesawat.

Material komposit merupakan gabungan dua atau lebih konstituen atau fasa. Umumnya, material komposit terdiri atas penguat dan bahan pengikat yang umumnya dikenal dengan matriks. Material komposit memiliki sifat mekanik spesifik yang tinggi. Material komposit telah banyak digunakan pada berbagai aplikasi seperti transportasi, infrastruktur, dan lainnya. Berdasarkan strukturnya, material komposit dapat dikelompokkan menjadi beberapa jenis yang meliputi komposit lamina/*solid* dan komposit *sandwich*. Komposit *sandwich* adalah gabungan material berbeda yang direkatkan satu sama lain untuk mendapatkan sifat tertentu yang merupakan gabungan sifat dari masing-masing komponen. Komposit *sandwich* terdiri atas kulit dan inti [6]. Komposit *sandwich* memiliki densitas yang lebih rendah dibandingkan dengan komposit *solid* dan sangat efisien untuk diaplikasikan pada pembebanan *bending*. Komposit *sandwich* ini banyak digunakan di industri penerbangan, khususnya pesawat terbang [7]. Komposit *sandwich* mulai digunakan dalam proses pembuatan pesawat terbang The De Havilland Albatros (DH91) sekitar tahun 1930-an. Gambar dari pesawat terbang The De Havilland Albatros (DH91) dapat dilihat pada Gambar 2. Saat

itu, pesawat tersebut menggunakan kayu balsa sebagai inti pesawat dan *plywood* sebagai kulitnya. Sekarang ini, pesawat komersial seperti A330, A380, Boeing 777, dan Boeing 787 sudah menggunakan komposit *sandwich* pada eksterior maupun interior pesawat [8]. Komposit *sandwich* umumnya digunakan dalam proses pembuatan sayap, pintu, ekor pesawat, lantai *fuselage belly fairing*, dan sebagainya [7].



Gambar 1 Pesawat The De Havilland Albatros (DH91) [9].

Sebagian besar interior pesawat bisa dibuat dengan menggunakan komposit *sandwich*. Interior pesawat yang dimaksud adalah *floor*, *ceiling panels*, *cargo liners*, *overhead stowage bins*, *panels*, *window surrounds*, *lavatory modules*, *galley*s, dan *bulkheads/class dividers*. Lantai pesawat merupakan salah satu bagian interior pesawat yang bisa dibuat dengan komposit *sandwich*. Komposit *sandwich* adalah material yang paling efisien untuk lantai pesawat. Hal ini dikarenakan lantai pesawat harus memiliki kekakuan dan kekuatan yang tinggi namun tetap ringan. Sifat-sifat ini dimiliki oleh komposit *sandwich*. Sejauh ini, komposit *sandwich* yang digunakan pada lantai pesawat terbuat dari inti *honeycomb* dan resin termoset. Dalam studi ini dilakukan kajian terkait material-material yang umum digunakan dalam proses pembuatan lantai pesawat, sifat-sifat yang harus dimiliki oleh lantai pesawat beserta proses pembuatannya.

2 Material Komposit

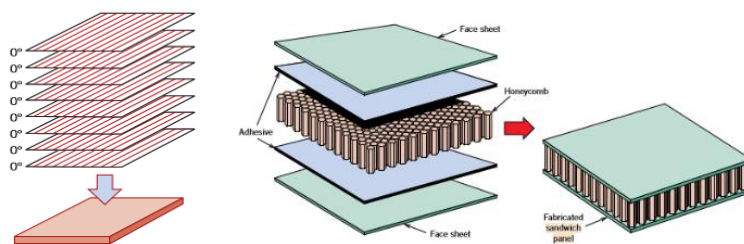
Material komposit merupakan gabungan dua atau lebih konstituen atau fasa. Umumnya, material komposit terdiri atas penguat dan bahan pengikat yang umum dikenal sebagai matriks. Penggabungan kedua material ini menghasilkan material baru yang memiliki sifat gabungan dari sifat kedua penyusunnya. Material ini umumnya memiliki sifat mekanik spesifik yang tinggi. Berikut beberapa persyaratan yang harus dipenuhi oleh material sehingga dapat dikatakan sebagai material komposit [10]:

1. Persentase kandungan matriks dan penguat di dalam komposit paling sedikit adalah 5%.
2. Konstituen atau fasa penyusunnya harus memiliki sifat yang berbeda. Sifat pada material komposit berbeda dengan konstituen penyusunnya.

2.1 Jenis-Jenis Material Komposit

Material komposit dapat dibagi menjadi beberapa kelompok, antara lain [6]:

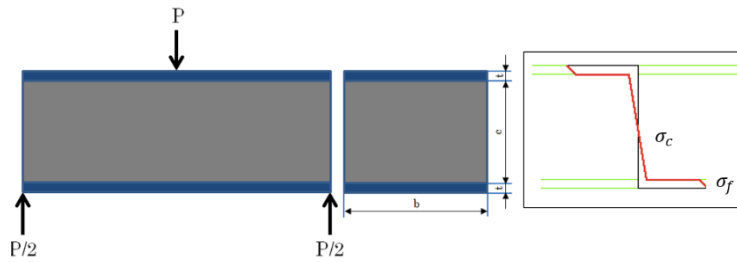
1. Komposit berpenguat partikel, terdiri atas komposit berpartikel besar dan komposit berpenguat *dispersed*;
2. Komposit berpenguat serat, terdiri atas komposit serat kontinu dan komposit serat diskontinu;
3. Komposit struktural, terdiri atas komposit lamina/*solid* dan komposit *sandwich*. Perbedaan komposit lamina dan *sandwich* dapat dilihat pada Gambar 3.
4. Komposit nano.



Gambar 2 Komposit *lamina/solid* (kiri) dan komposit *sandwich* (kanan) [6].

2.2 Komposit *Sandwich*

Komposit *sandwich* adalah gabungan material berbeda yang direkatkan satu sama lain untuk memanfaatkan sifat masing-masing komponen demi keuntungan struktural dari komposit. Komposit *sandwich* merupakan komposit yang terdiri atas kulit dan inti. Kulit dari komposit *sandwich* memiliki kekakuan, kekuatan tarik dan tekan yang tinggi, tahan impak, tahan UV dan panas, serta tahan aus, sedangkan inti dari komposit *sandwich* harus memiliki densitas yang rendah dan bersifat isolator terhadap panas [7]. Komposit *sandwich* memiliki densitas yang rendah dan efisien untuk aplikasi komponen yang terkena beban *bending* karena komposit *sandwich* memiliki penguatan di permukaan, seperti yang dapat dilihat pada Gambar 4. Kekakuan yang tinggi pada komposit *sandwich* dipengaruhi oleh modulus elastisitas dan inersia khususnya tebal dari kulit dan inti.



Gambar 3 Distribusi tegangan pada komposit sandwich akibat beban bending [7].

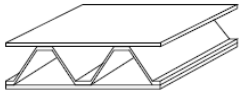
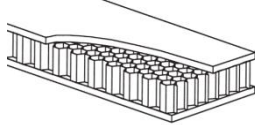

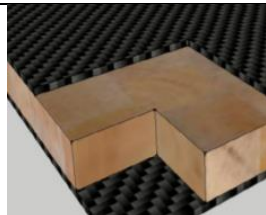
Gambar 5 menunjukkan perbandingan massa, kekakuan, dan kekuatan bending dari komposit solid dan komposit sandwich. Dari Gambar 5, dapat dilihat bahwa semakin tebal inti dari komposit maka nilai kekakuannya akan semakin meningkat namun tidak terjadi penambahan massa yang signifikan.

	Weight	Flexural rigidity	Bending strength
	1	1	1
	~1	12	6
	~1	48	12

Gambar 4 Perbandingan komposit solid dan komposit sandwich [7].

Berdasarkan intinya, komposit sandwich dapat dibagi menjadi empat jenis [7], antara lain *corrugated core*, *honeycomb cores*, *foam core* dan *balsa-wood core*. Kelebihan dan kekurangan dari keempat jenis komposit sandwich tersebut dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1 Jenis-jenis komposit *sandwich* berdasarkan bentuk intinya.

Jenis Inti	Kelebihan	Kekurangan	Gambar
<i>Corrugated cores</i>	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Mudah dimanufaktur 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Sifat mekanik rendah 	 <p>[7]</p>
<i>Honeycomb cores</i>	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Memiliki sifat mekanik yang tinggi. ➤ Inti <i>honeycomb</i> bisa dimanufaktur dengan berbagai bentuk sesuai kebutuhan. 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Mahal 	 <p>[11]</p>
<i>Foam cores</i>	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Proses manufaktur lebih mudah. ➤ Permukaan <i>foam</i> mudah untuk direkatkan ➤ Murah 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Sifat mekanik lebih rendah daripada <i>honeycomb</i> 	 <p>[12]</p>
<i>Balsa Wood Cores</i>	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Murah 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Inti sensitif dengan kelembapan ➤ Densitas <i>balsa wood</i> bisa berbeda-beda di berbagai bagian. 	 <p>[13]</p>

3 Material dan Lingkungan Kerja *Floor Panel* Pesawat Terbang

Penggunaan komposit *sandwich* untuk struktur primer dan sekunder sudah mulai tidak populer. Saat ini, komposit *sandwich* mulai digantikan dengan komposit monolitik *self-stiffened* yang lebih menguntungkan dari segi ekonomi [9]. Komposit *sandwich* lebih banyak digunakan untuk komponen-komponen interior, seperti panel lantai, dinding samping, langit-langit, dan dinding partisi. Komposit *sandwich* dianggap paling cocok untuk diaplikasikan pada komponen-komponen interior karena komponen-komponen ini membutuhkan kekakuan yang tinggi, tetapi harus memiliki massa sekecil mungkin.

Untuk panel lantai, komposit *sandwich* yang digunakan juga harus memiliki kekuatan lentur yang cukup tinggi karena harus menahan beban dari kursi dan penumpang. Oleh karena itu, umumnya komposit *sandwich* epoksi-karbon/serat gelas digunakan sebagai material kulit. Adapun inti *honeycomb* yang biasa digunakan adalah Nomex dengan tebal sekitar 13 mm dan *cell size* sebesar 3 mm [8].

3.1 Material Inti

Jenis inti yang umum digunakan pada aplikasi panel lantai ialah *honeycomb* Nomex dan *honeycomb* aluminium paduan 5052. *Honeycomb* Nomex dibuat dengan menggunakan lembaran serat aramid yang kemudian di-*coating* dengan resin fenolik untuk meningkatkan kekakuan dan ketahanan temperturnya. Adapun aluminium 5052 (UNS A95052) adalah aluminium dengan paduan utama magnesium dan kromium. Spesifikasi komposisi kimia aluminium 5052 dapat dilihat pada Tabel 2. Saat ini, *honeycomb* Nomex adalah material yang paling populer untuk aplikasi ini.

Tabel 2 Spesifikasi komposisi kimia aluminium 5052 [14].

Elemen	Komposisi (%)	Elemen	Komposisi (%)
Aluminium	balans	Tembaga	maks. 0,10
Magnesium	2,2 – 2,8	Mangan	maks. 0,10
Kromium	0,15 – 0,35	Zinc	maks. 0,10
Silikon	maks. 0,25	Lainnya	masing-masing
Besi	maks. 0,40		maks.0,05 total 0,15%

Kedua material ini sama-sama memiliki rasio kekuatan terhadap massa yang tinggi serta tahan korosi dan jamur. Meskipun demikian, masing-masing material tersebut tetap memiliki kelebihan dan kekurangannya masing-masing. *Honeycomb* Nomex lebih ringan 20% dibandingkan aluminium dan lebih mudah dibentuk menjadi bentuk 3 dimensi dan permukaan yang melengkung. Hal ini dikarenakan prekursor dari *honeycomb* yang berupa lembaran seperti kertas. Kekakuan *honeycomb* berasal dari penambahan *coating* resin fenolik pada kertas prekursor. Oleh karena itu, bentuk-bentuk yang rumit dapat dibuat saat Nomex masih berupa lembaran yang tidak kaku. Selain itu, Nomex dikenal luas sebagai material yang memiliki retardansi api yang tinggi serta memiliki sifat insulasi termal yang sangat baik. Namun, proses manufaktur *honeycomb* Nomex relatif lebih sulit dan rumit dibandingkan dengan aluminium sehingga berdampak pada harga jualnya yang sedikit lebih mahal dibandingkan aluminium. *Honeycomb* aluminium memiliki kekakuan, kekuatan, dan ketahanan beban impact yang lebih tinggi (absorpsi energi yang tinggi) sehingga akan mampu menahan beban impact

dengan lebih baik pada situasi darurat. Namun, seperti telah dijelaskan sebelumnya, aluminium cenderung lebih sulit dibentuk menjadi bentuk-bentuk yang rumit dibandingkan dengan Nomex. Adapun perbandingan sifat-sifat *honeycomb* Nomex dan aluminium dapat dilihat pada Tabel 3 dan Tabel 4.

Tabel 3 Perbandingan sifat-sifat inti *honeycomb* Nomex dan aluminium.

Sifat	Nomex	Aluminium
Densitas	-	+
Ketahanan temperatur tinggi	+	+
Ketahanan korosi	+	+
Ketahanan jamur	+	+
Menyerap air/kelembaban	+	-
Retardansi api	tinggi	tidak bisa terbakar
Insulasi termal	+	-
Harga	+	-
Kekakuan dan kekuatan	-	+
Ketahanan impak	-	+
Mampu bentuk	+	-

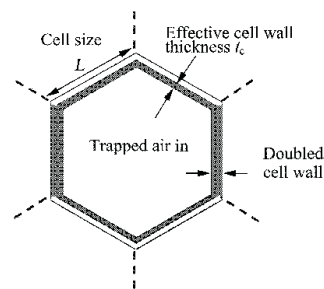
Tabel 4 Perbedaan sifat mekanik inti aluminium dan Nomex.

Material	Typical bare compressive strength (psi)	Typical plate shear L		Typical plate shear W	
		Strength (psi)	Modulus (ksi)	Strength (psi)	Modulus (ksi)
Aluminum	305-1785	215-810	32-112	71-540	9-50
Nomex	120-935	90-285	4.3-23.2	50-245	2.4-8.9

Material inti *honeycomb* untuk panel lantai biasanya disusun dengan bentuk *regular hex* (RH), *over-expanded* (OV/OX) dan *cell size* berkisar 1/8 hingga 3/16 inci untuk *honeycomb* aluminium dan 1/8 hingga 1/4 inci untuk *honeycomb* Nomex. Ilustrasi jenis-jenis *honeycomb* berdasarkan bentuknya dapat dilihat pada Tabel 5. Dibandingkan aplikasi-aplikasi *honeycomb sandwich* lainnya, *cell size* ini tergolong kecil hingga sedang. *Cell size* yang lebih kecil akan menghasilkan kekakuan yang lebih tinggi, sehingga cocok untuk aplikasi panel lantai. Ilustrasi *cell size* pada sel *honeycomb* dapat dilihat pada Gambar 7.

Tabel 5 Ilustrasi jenis-jenis *honeycomb* berdasarkan bentuknya [15].

Bentuk	Keterangan	Gambar
Regular Hexagonal	Bentuk normal	
OX (over-expanded di arah W)	Meningkatkan kekuatan geser arah W, Menurunkan kekuatan geser arah L	

**Gambar 5** Ilustrasi *cell size* pada sel *honeycomb* [16]

3.2 Material Kulit

Untuk kulit, biasanya digunakan 1-2 lamina komposit masing-masing pada sisi atas dan sisi bawah. Material yang biasa digunakan untuk aplikasi panel lantai adalah serat gelas di dalam resin epoksi atau serat karbon di dalam resin epoksi. Resin epoksi dipilih untuk panel lantai karena sifat mekaniknya yang sangat baik dibandingkan dengan resin-resin lainnya, terutama kekakuan dan kekuatan lenturnya. Adapun serat yang digunakan dapat dipilih sesuai kebutuhan. Serat gelas memiliki kekuatan dan modulus elastisitas yang lebih rendah namun dengan harga yang lebih murah daripada serat karbon. Serat karbon juga memiliki densitas yang lebih rendah daripada serat gelas. Meskipun demikian, serat gelas

memiliki kelebihan lain, antara lain sifat insulasi termal dan elektrik yang lebih baik daripada serat karbon. Perbandingan sifat laminat epoksi dengan serat gelas dan serat karbon dapat dilihat pada Tabel 6. Sedangkan perbedaan antara serat gelas dan serat karbon sebagai bahan baku penyusun laminat dapat dilihat pada Tabel 7.

Tabel 6 Perbandingan sifat mekanik laminat epoksi dengan serat gelas dan serat karbon.

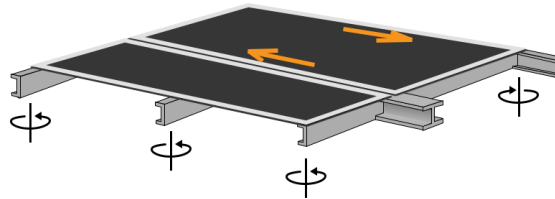
Sifat mekanik	E-glass/epoksi	Karbon/epoksi
Fraksi volume	60%	60%
E_1 (GPa)	40,3	126,9
E_2 (GPa)	6,21	11,0
G_{12} (GPa)	3,07	6,6
<i>Poisson Ratio</i> , ν_{12}	0,2	0,28
Kekuatan tarik	827	1170
Densitas (kg/m^3)	1910	1610

Tabel 7 Perbandingan sifat serat karbon dan serat gelas.

Sifat	Karbon	E-glass
Densitas	-	+
Ketahanan temperatur tinggi	-	+
Insulasi termal dan elektrik	-	+
Kekuatan dan kekakuan	+	-
Harga	+	-

3.3 Pembebanan

Beban utama yang dialami oleh panel lantai pesawat terbang adalah beban mekanik. Beban mekanik yang bekerja pun bermacam-macam. Pada kondisi normal, saat pesawat berada di udara, pesawat sesekali melakukan manuver-manuver seperti *yaw*, *pitch*, dan *roll*. Manuver ini akan mengakibatkan beban yang dialami panel lantai pesawat menjadi berkali-kali lipat dari berat aslinya karena adanya beban inersia. Beban inersia ini dapat memiliki faktor hingga sebesar 9g. Artinya, semisal berat seorang penumpang adalah 80 kg, beban lentur yang dirasakan oleh panel lantai dapat mencapai 720 kg. Karena itu, maksimum berat yang diperbolehkan di dalam kabin pesawat harus diatur agar tidak melebihi kekuatan lentur dari panel lantai.



Gambar 6 Beban geser dari tempat duduk menyebabkan timbulnya momen pada sambungan antara panel dan *underflooring* [17].

Selain itu, kursi penumpang juga akan memberikan beban geser kepada panel lantai ketika pesawat melakukan manuver. Ilustrasi beban geser akibat kursi penumpang ketika pesawat melakukan manuver dapat dilihat pada Gambar 8. Untuk itu harus dipastikan panel lantai komposit beserta sambungan antara panel dan rangka *underflooring* memiliki ketahanan geser yang cukup. Kasus-kasus khusus seperti kecelakaan/jatuhnya pesawat juga harus dipertimbangkan dalam desain, karena beban geser akan meningkat berkali-kali lipat ketika pesawat mengalami kecelakaan/jatuh.

Kasus lain yang perlu diperhitungkan adalah ketika terjadinya dekompresi udara. Ketika udara di dalam kabin kehilangan tekanannya, udara di bawah lantai akan tetap memiliki tekanan yang sama, sehingga akan memberikan tekanan kepada panel lantai. Ketahanan terhadap tekanan ini juga perlu diperhitungkan agar tidak terjadi peristiwa yang tidak diinginkan seperti robeknya panel lantai.

3.4 Spesifikasi dan Standar

Pesawat terbang merupakan salah satu alat transportasi yang memiliki standar keamanan yang sangat ketat. Umumnya, perusahaan manufaktur pesawat memiliki standar internalnya masing-masing, misalnya standar BMS (*Boeing Material Specification*) yang dikeluarkan oleh Boeing. Untuk dapat diizinkan mengudara di negara tertentu, pesawat juga harus memenuhi standar keamanan yang dikeluarkan oleh pemerintah negara tersebut, misalnya standar FAA dari Amerika Serikat. Standar-standar tersebut biasanya berisi:

- sifat-sifat yang perlu diketahui beserta pengujian-pengujian yang perlu dilakukan,
- prosedur pengujian, dan
- spesifikasi hasil pengujian yang perlu dicapai

Sebagai contoh, panel lantai komposit *sandwich* *Nomex-epoxy fiberglass* yang dipasang di pesawat Boeing yang akan mengudara di Amerika Serikat perlu memenuhi standar BMS4-17 dan FAA CFR 25.853 Appendix F (*Flammability*

and Smoke Emission). Beberapa contoh persyaratan pada BMS 4-17 dapat dilihat pada Tabel 8.

Tabel 8 Beberapa contoh persyaratan pada BMS4-17

Sifat	Syarat	Sifat	Syarat
<i>Panel areal weight</i>	maks. 0,58 psf	<i>Drum peel ribbon direction (dry)</i>	min. 25 in.lb/in ³
<i>Panel thickness</i>	0,39 – 0,41 in	<i>Drum peel ribbon direction (humid)</i>	min. 30 in.lb/in ³
<i>Panel warpage</i>	maks. 0,025 in/ft	<i>In-plane shear</i>	min. 300 lb/in
<i>Long beam bending dry (ribbon direction)</i>	min. 230 lbs (load) maks. 0,550 in (deflection)	<i>Insert shear</i>	min. 840 lbs
<i>Long beam bending dry (transverse direction)</i>	min. 230 lbs (load) maks. 0,550 in (deflection)	<i>Impact strength</i>	min. 35 in.lb
<i>Long beam bending humid (ribbon direction)</i>	min. 200 lbs (load)	<i>Stabilized core compression</i>	min. 600 psi
<i>Panel Shear</i>	min. 360 lbs		

4 Proses Manufaktur

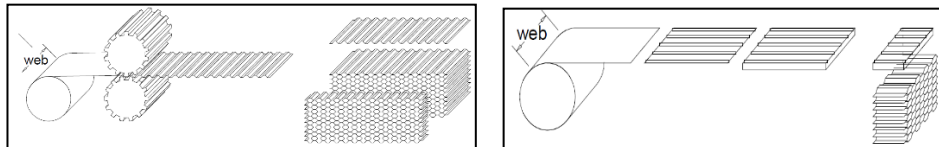
Proses manufaktur komposit *sandwich* berinti *honeycomb* tidak dapat dilakukan dalam satu tahap saja. Sebelum melakukan manufaktur komposit *sandwich* perlu dilakukan manufaktur kulit dan inti *honeycomb* terlebih dahulu.

4.1 Manufaktur Inti *Honeycomb*

Pada dasarnya, proses manufaktur inti *honeycomb* dapat dilakukan dengan lima metode, yaitu *adhesive bonding*, *resistance welding*, *brazing*, *diffusion bonding*, dan *thermal fusion*. Diantara kelima metode tersebut, *adhesive bonding* merupakan metode yang paling umum digunakan untuk proses manufaktur inti *honeycomb*. Proses manufaktur *resistance welding*, *brazing*, dan *diffusion bonding* digunakan pada inti *honeycomb* yang akan digunakan pada temperatur sangat tinggi. Proses manufaktur *adhesive bonding* bisa dilakukan dengan dua cara, yaitu proses *corrugating* dan proses *expansion* [18].

Proses *corrugating* akan menghasilkan inti yang berdensitas lebih tinggi daripada proses *expansion*. Pada proses *corrugating*, lembaran yang sudah dibentuk bergelombang akan ditumpuk dan direkatkan satu sama lain dengan perekat tertentu. Setelah perekat *curing*, tumpukan tersebut akan dipotong sesuai dengan ketebalan yang diinginkan. Pada proses *expansion*, lembaran-lembaran tipis yang

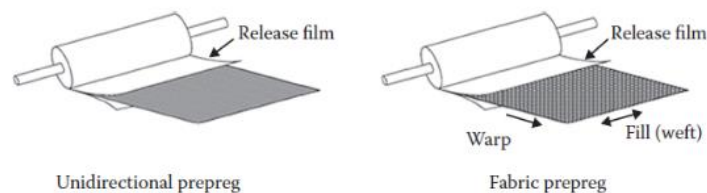
sudah memiliki garis perekat akan ditumpuk sesuai dengan ketebalan tertentu. Setelah perekat *curing*, tumpukan tersebut akan ditarik ke arah W untuk memperluas bentuk sel sesuai dengan keinginan. Setelah bentuk yang diinginkan tercapai, inti tersebut harus diberi resin fenolik lalu dipanaskan. Hal ini dilakukan untuk mempertahankan bentuk dari *honeycomb*. Setelah proses ini selesai, inti bisa dipotong sesuai dengan bentuk yang diinginkan [7]. Skema proses manufaktur inti *honeycomb* dapat dilihat pada Gambar 9.



Gambar 7 Proses manufaktur inti *honeycomb*: proses *corrugating* (kiri) dan proses *expansion* (kanan) [7].

4.2 Manufaktur Kulit

Material kulit berupa komposit laminat atau *solid* dimanufaktur dengan menggunakan metode *prepreg lay-up* atau proses manufaktur lain yang memungkinkan kulit dibuat sesuai dengan geometri yang diinginkan. *Prepreg* adalah lembaran tipis yang mengandung serat yang telah diimpregnasi dengan matriks polimer yang telah *curing* sebagian. Lembaran tipis ini umumnya terbuat dari epoksi. Penggunaan *prepreg* bertujuan untuk mendapatkan sifat mekanik kulit yang tinggi. *Prepreg* yang digunakan dapat berupa *prepreg* searah dan *prepreg* tenunan [19]. Ilustrasi *prepreg* searah dan *prepreg* tenunan dapat dilihat pada Gambar 10.



Gambar 10 Ilustrasi *prepeg* searah (kiri) dan *prepeg* tenunan (kanan) [19].

Tabel 9 Kelebihan dan kekurangan *prepreg lay-up* [20]

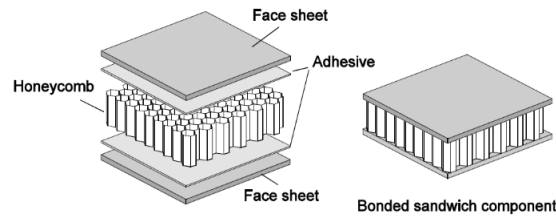
Kelebihan	Kekurangan
Produk yang kompleks dapat dibuat.	Proses lama
Fraksi volume serat tinggi (bisa melebihi 60%).	Modal besar
Komposit yang dibuat mempunyai kekuatan dan kekakuan yang tinggi.	Produk yang dihasilkan mahal

Proses manufaktur *prepreg lay-up* mirip dengan *wet lay-up*. Keduanya merupakan proses manufaktur *open mold*. Perbedaan *wet lay-up* dengan *prepreg lay-up* adalah impregnasi pada *wet lay-up* terjadi selama pemrosesan sedangkan impregnasi *prepreg lay-up* sudah terjadi sebelum pemrosesan dilakukan. Perbedaan lainnya adalah proses *curing* pada *wet lay-up* dilakukan pada temperatur ruang dan tanpa tekanan, sedangkan *prepreg lay-up* membutuhkan temperatur tinggi dan tekanan dari luar untuk *curing*. Adapun ringkasan kelebihan dan kekurangan *prepreg lay-up* dapat dilihat pada Tabel 9. Umumnya, proses *curing* pada metode *prepreg lay-up* dilakukan dengan menggunakan *autoclave*. Oleh karena itu, *prepreg lay-up* sering disebut dengan *autoclave process*. Tahapan-tahapan proses *prepreg lay-up* secara umum adalah sebagai berikut [20]:

1. *Prepreg* dipotong sesuai dengan ukuran yang diinginkan. Setelah itu, lapisan luar dari *prepreg* dilepaskan.
2. Cetakan dibersihkan dan dioleskan dengan *mold release agent*,
3. *Prepreg* diletakkan pada cetakan,
4. Lapisan tiap lapisan *prepreg* ditumpuk dan *roller* digunakan untuk menghilangkan udara yang terjebak di antar lapisan *prepreg*.
5. Tumpukan *prepreg* tersebut dimasukkan kedalam oven ataupun *autoclave* hingga *curing*.
6. Setelah komposit tersebut *curing*, komposit dikeluarkan dari *autoclave* atau oven. Kemudian, komposit didinginkan.

4.3 *Adhesive Bonding*

Metode *adhesive bonding* merupakan metode yang paling sering digunakan dalam manufaktur komposit *sandwich honeycomb*. Proses yang dilakukan cukup sederhana yaitu dengan menempelkan inti dan kulit dengan menggunakan adhesif (perekat) sehingga perekat berada diantara kulit dan inti seperti yang diilustrasikan pada Gambar 11. Kelebihan dan kekurangan dari *adhesive bonding* dapat dilihat pada Tabel 10.



Gambar 11 Ilustrasi *adhesive bonding* komposit *sandwich honeycomb* [7].

Secara umum, prosedur *adhesive bonding* pada komposit *sandwich* berinti *honeycomb* dengan adhesif berupa *epoxy* adalah sebagai berikut [7]:

1. Permukaan kulit dan inti *honeycomb* diratakan dan dicuci dengan pelarut tertentu,
2. Permukaan kulit dan inti yang akan direkatkan dioles dengan adhesif berupa *epoxy*
3. Kulit dan inti direkatkan lalu diberi tekanan dan temperatur,
4. Temperatur dipertahankan sampai jangka waktu tertentu,
5. Terakhir, komposit *sandwich* berinti *honeycomb* didinginkan
6. Untuk mendapatkan hasil yang memiliki spesifikasi yang tinggi bisa digunakan *autoclave*

Tabel 10 Kelebihan dan kekurangan *adhesive bonding* [7]:

Kelebihan	Kekurangan
Proses manufaktur sederhana dan mudah.	Tidak bisa digunakan untuk ukuran komposit yang besar.
Sifat mekanik komposit tinggi.	Ada kemungkinan terjadinya delaminasi antara kulit dan inti.
Komposit yang dihasilkan memiliki kontrol permukaan yang baik.	Biasanya menggunakan <i>adhesive</i> yang <i>curing</i> di temperatur yang lebih tinggi dan membutuhkan tekanan dari luar.

5 Aspek Lingkungan dalam Pemilihan Material Komposit *Sandwich* di Pesawat Terbang

Komposit *honeycomb sandwich* diproduksi dengan menggunakan resin termoset. Resin ini memiliki kandungan bahan kimia yang bersifat toksik dan didapatkan dari sumber daya yang tidak terbarukan. Material ini memang tidak mengeluarkan zat berbahaya ketika telah dipasang. Namun, pada proses manufakturnya, terutama proses pemotongan, pengeboran, dan pemolesan, material komposit akan mengeluarkan debu yang berbahaya bagi kesehatan manusia. Debu ini beresiko mengakibatkan iritasi kulit dan masalah pernapasan

apabila terhirup, bahkan beresiko mengakibatkan gangguan paru-paru kronis apabila terpapar dalam jangka panjang.

Karena adanya resiko-resiko ini, dalam manufaktur material komposit diperlukan pemantauan kesehatan dan pemberian alat-alat pelindung untuk para pekerja. Selain itu, dapat dibangun infrastruktur tertentu yang dapat mengumpulkan dan membuang debu dari proses manufaktur ini. Namun, pembuatan dan pengoperasian infrastruktur ini juga akan mengeluarkan emisi CO₂ ke lingkungan.

Untuk meningkatkan aspek keberlanjutan lingkungan dalam proses manufaktur komposit *honeycomb sandwich*, dapat dilakukan usaha-usaha berikut:

- a) mengurangi penggunaan material atau zat yang berbahaya bagi manusia ataupun lingkungan,
- b) mengurangi pemrosesan sekunder yang menghasilkan debu,
- c) mengurangi pemakaian energi untuk infrastruktur pembuatan material komposit yang dapat menyumbang emisi CO₂, dan mencari alternatif sumber material dan energi yang terbarukan

6 Kesimpulan

Komposit *sandwich* banyak digunakan di komponen-komponen interior pesawat, salah satunya panel lantai pesawat terbang. Hal ini disebabkan komposit *sandwich* memiliki kekuatan lentur yang tinggi namun tetap memiliki berat yang ringan. Kekuatan lentur yang tinggi didapatkan dari bagian kulit (*face/skin*) yang terbuat dari laminat resin termoset dan serat penguat, sedangkan berat yang ringan disebabkan oleh inti (*core*) yang memiliki kekuatan lebih rendah tetapi memiliki densitas yang rendah. Selain itu, material ini relatif tahan terhadap leleh, korosi, dan lingkungan. Biasanya, panel lantai memiliki inti *honeycomb* yang terbuat dari Nomex atau aluminium 5052 dengan tebal sekitar 13 mm dan *cell size* sebesar 3 mm. Material *core* biasanya dibuat dengan menggunakan 1 – 2 lamina dari serat gelas atau serat karbon di dalam resin epoksi. *Honeycomb* biasanya dibuat dengan metode *corrugating* atau *expansion*, sedangkan inti dibuat dengan metode *prepreg lay-up*. Untuk menggabungkan keduanya, digunakan metode *adhesive bonding*.

7 Daftar Pustaka

- [1] Aviation Safety Bureau, *FAA Definitions*, 2007. [Online]. Available: <http://www.faa-aircraft-certification.com/faa-definitions.html>.
- [2] Federal Aviation Administration, *Airplane Flying Handbook*, 2016.

- [3] Federal Aviation Administration, *Rotorcraft Flying Handbook*, 2000.
- [4] Federal Aviation Administration, *Glider Flying Handbook*, 2013.
- [5] Federal Aviation Administration, *Balloon Flying Handbook*, 2008.
- [6] Callister, W. D. J. & Rethwisch, D. G., *Materials Science and Engineering: An Introduction*, 9th ed., Hoboken: John Wiley and Sons Inc., 2014.
- [7] Zenkert, D., *The Handbook of Sandwich Construction*, 1997.
- [8] Black, S. *Advanced materials for aircraft interiors*, CompositesWorld, 11 Januari 2006. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/advanced-materials-for-aircraft-interiors>.
- [9] Castanie, B., Bouvet, C. & Ginot, M., *Review of composite sandwich structure in aeronautic applications*, Composites Part C: Open Access 1, 2020.
- [10] Matthews, F. & R. Rawlings., *Composite Materials dalam Engineering and Science*, Woodhead Publishing, 1999.
- [11] Paik, J. K., Thayamballi, A. K. & Kim, G. S., *The strength characteristic of aluminium honeycomb sandwich panels*, Thin-Walled Structures, **35**, pp. 205-231, 1999.
- [12] Rizov, V., Shipsha, A. & Zenkert, D., *Indentation study of foam core sandwich composite panels*, Composite Structures, **69**, pp. 95-102, 2005.
- [13] Jover, N., Shafiq, B. & Vaidya, U., *Ballistic impact analysis of balsa core sandwich composites*, Composites: Part B, **67**, pp. 160-169, 2014.
- [14] Hesse, W., *Aluminium-Werkstoff-Datenblätter: Aluminium Material Data Sheets*, 6th ed., Beuth Verlag GmbH, 2011.
- [15] HEXCEL Composites, *HexWeb Honeycomb Attributes and Properties*, Hexcel, 1999.
- [16] Xinyu, F., Yubin, L., Chun, Y. & Ke, L., *Modeling of Heat Conduction in Thermoplastic Honeycomb Core/Face Sheet Fusion Bonding*, Chinese Journal of Aeronautics, **22**, pp. 685-690, 2009.

- [17] Comtek Advanced Structures, Ltd., *The Importance of Aircraft Floor Panels*, 12 November 2019. [Online]. Available: <https://www.comtekadvanced.com/the-importance-of-aircraft-floor-panels>.
- [18] Rupani, S. V., Jani, S. S. & Archarya, G. D., *Design, Modelling and Manufacturing aspects of Honeycomb Sandwich Structures: A Review*, International Journal of Scientific Development and Research, **2**(4), pp. 526-532, 2017.
- [19] Mallick, P. K., *Processing of Polymer Matrix Composites*, New York: CRC Press, 2017.
- [20] Buragohain, M. K., Ed., *Composite Structures: Design, Mechanics, Analysis, Manufacturing, and Testing*, Boca Raton: CRC Press, 2017.
- [21] Composite Envisions, *Dupont Nomex Honeycomb Core Material*, [Online]. Available: <https://compositenvisions.com/dupont-nomex-honeycomb-core-material/>.
- [22] Core Composites, *Nomex™ Honeycomb*, [Online]. Available: <https://www.corecomposites.com/products/honeycomb/nomex-honeycomb.html>.
- [23] Corex Honeycomb, *Aluminium Honeycomb vs Nomex*, 1 Agustus 2019. [Online]. Available: <https://corex-honeycomb.co.uk/aluminium-honeycomb-vs-nomex/>.
- [24] BE Aerospace, *Technical Data Sheet aeroBASE™ NE1C20-05-400 Boeing BMS 4-20 Rev. L Type II*, Agustus 2017. [Online]. Available: <https://beaerospace.com/wp-content/uploads/2017/08/AEROBASE-NE1C20-05-400-BMS-4-20-TY-II-Technical-Data-Sheet.pdf>.
- [25] Mouritz, A. P., *Introduction to Aerospace Materials*, Oxford: Woodhead Publishing, 2012.
- [26] Core Composites, *Aluminum Honeycomb*, [Online]. Available: <https://www.corecomposites.com/products/honeycomb/aluminum-honeycomb.html>.
- [27] Megson, T., *An Introduction to Aircraft Structural Analysis*, Butterworth-Heinemann, 2010.

- [28] d. Santos, C. V., Leiva, D. R., Costa, F. R. & Gregolin, J. A. R., *Materials Selection for Sustainable Executive Aircraft Interiors*, *Materials Research*, **19**(2), pp. 339-352, 2016.
- [29] Vinson, J. R., *Sandwich structures: Past, present, and future, dalam Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials*, Aalborg, 2005.
- [30] Herrmann, A., Zahlen, P. & Zuardy, I., *Sandwich structures technology in commercial aviation, dalam Sandwich Structures 7: Advancing with Sandwich Structures and Materials*, Aalborg, 2005.