Manufaktur *Engine Cowling* Pesawat Cessna 172N Skyhawk Berbahan Komposit Glassfiber dengan Metode *Vacuum Bagging*

Ega Pratama[1], Favian Kahlil Nurdany[2], Syarif Hidayat[3*]

[1]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
E-mail : ega.pratama.aer23@polban.ac.id
[2]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
Email : favian.kahlil.aer23@polban.ac.id
[3]*Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia*
**E-mail korespondensi: syahid@polban.ac.id*

ABSTRAK

Engine cowling pada pesawat latih Cessna 172N Skyhawk milik Politeknik Negeri Bandung mengalami kerusakan fisik berupa retak dan penurunan kualitas material sehingga tidak layak digunakan pada kegiatan praktikum mahasiswa. Penelitian ini bertujuan merancang dan memanufaktur ulang komponen upper engine cowling menggunakan material komposit glassfiber melalui dua tahap kerja yang saling berkaitan, yaitu perancangan digital dan manufaktur fisik. Tahap perancangan dilakukan dengan metode rekayasa balik menggunakan perangkat lunak SolidWorks untuk membentuk model tiga dimensi, dilanjutkan simulasi elemen hingga berupa uji statis dan uji kelelahan material terhadap beban bongkar pasang. Tahap manufaktur dilakukan dengan membuat cetakan dari komponen asli, kemudian mencetak replika menggunakan serat E-Glass dan resin epoxy melalui metode laminasi vacuum bagging, serta pengujian tarik spesimen mengacu pada standar ASTM D3039. Hasil simulasi statis menunjukkan tegangan Von Mises maksimum sebesar 56,06 MPa dengan faktor keamanan 4,15, sedangkan simulasi kelelahan pada 10.000 siklus menghasilkan kerusakan kumulatif sebesar 6,48% dengan umur pakai minimum 137.600 siklus. Hasil manufaktur menunjukkan replika memiliki kekuatan tarik maksimum rata-rata 217,01 MPa dan berat 7 kg.

Kata kunci:
Engine cowling, Cessna 172N Skyhawk, komposit glassfiber, vacuum bagging. Finite Element Analysis, faktor keamanan

The engine cowling of the Cessna 172N Skyhawk training aircraft at Politeknik Negeri Bandung has suffered cracks and material degradation, making it unfit for student practical activities. This study aims to redesign and remanufacture the upper engine cowling using glassfiber composite through two interrelated stages: digital design and physical manufacturing. The design stage used reverse engineering with SolidWorks to build a three-dimensional model, followed by finite element simulation covering static and fatigue analysis under disassembly-reassembly loading. Manufacturing involved producing a mold from the original component, then fabricating the replica using E-Glass fiber and epoxy resin through vacuum bagging lamination, along with tensile testing referring to the ASTM D3039 standard. The static simulation shows a maximum Von Mises stress of 56.06 MPa with a safety factor of 4.15, while the fatigue simulation at 10,000 cycles results in 6.48% cumulative damage with a minimum service life of 137,600 cycles. The manufacturing results show an average maximum tensile strength of 217.01 MPa and a weight of 7 kg.

Keywords:
Engine cowling, Cessna 172N Skyhawk, glassfiber composite, vacuum bagging, Finite Element Analysis, safety factor

1. PENDAHULUAN

Pesawat Cessna 172N Skyhawk merupakan pesawat latih yang digunakan sebagai media pembelajaran praktik mahasiswa Program Studi Teknik Aeronautika, Politeknik Negeri Bandung (POLBAN). Salah satu komponen utama pesawat ini adalah *engine cowling*, yaitu penutup mesin yang berfungsi melindungi unit mesin, mengarahkan aliran udara pendingin, serta mendukung aspek aerodinamika dan keselamatan (1). Berdasarkan hasil observasi di hanggar POLBAN, kondisi *upper engine cowling* Cessna 172N yang tersedia telah mengalami kerusakan berupa retak dan penurunan kualitas material sehingga tidak layak digunakan secara optimal dalam kegiatan praktik bongkar pasang oleh mahasiswa.

Berdasarkan permasalahan tersebut, diperlukan solusi berupa perancangan dan pembuatan *engine cowling* baru berbahan komposit sebagai pengganti sekaligus media praktik. Pekerjaan Penelitian ini dilaksanakan secara kolaboratif oleh dua penulis dengan pembagian tanggung jawab yang jelas: penulis pertama bertanggung jawab pada tahap perancangan model tiga dimensi (3D) dan simulasi kekuatan struktur menggunakan perangkat lunak SolidWorks, sedangkan penulis kedua bertanggung jawab pada tahap manufaktur fisik menggunakan material komposit *glassfiber* dengan metode laminasi *vacuum bagging*.

Rumusan masalah pada penelitian ini meliputi: (a) bagaimana merancang model 3D *upper engine cowling* yang presisi berdasarkan geometri komponen asli yang memiliki kelengkungan kompleks, (b) bagaimana menganalisis kekuatan struktur statis dan umur kelelahan (*fatigue life*) rancangan akibat beban siklus bongkar pasang, dan (c) bagaimana memanufaktur replika *engine cowling* berbahan

glassfiber yang memenuhi kesesuaian dimensi dan kekuatan struktur untuk aplikasi media praktikum.

Tujuan penelitian ini adalah menghasilkan rancangan *upper engine cowling* yang tervalidasi secara struktural melalui simulasi elemen hingga (*Finite Element Analysis*/FEA), serta mewujudkan rancangan tersebut menjadi produk fisik replika *engine cowling* berbahan komposit *glassfiber* melalui metode *vacuum bagging* yang memenuhi standar keamanan dan kelayakan penggunaan sebagai alat peraga praktikum mahasiswa Teknik Aeronautika POLBAN.

Ruang lingkup penelitian dibatasi pada perancangan dan manufaktur bagian *upper cowling* saja, dengan beban desain berupa gaya tarik/tumpuan tangan pada saat bongkar pasang tanpa memperhitungkan beban aerodinamis penerbangan, serta pengujian struktural yang dilakukan melalui simulasi numerik (statis dan *fatigue*) dan pengujian tarik spesimen material secara eksperimental mengacu pada standar ASTM D3039.

2. TINJAUAN PUSTAKA DAN DASAR TEORI

2.1 Tinjauan pustaka

Beberapa penelitian terdahulu menjadi acuan dalam penyelesaian Penelitian ini. Ã–zdemir dan KurtuluÅŸ (1) melakukan pemodelan dan optimasi desain berbasis studi kasus pesawat Cessna 172N yang menjadi acuan validasi geometri dan karakteristik pesawat. Smith (2) meneliti optimasi aerodinamika *engine cowling* pesawat penerbangan umum melalui pemodelan 3D parametrik dan simulasi CFD, dan membuktikan bahwa optimalisasi kontur luar mampu mereduksi hambatan parasit sebesar 4,2%, sehingga menjadi dasar pentingnya mempertahankan integritas kontur luar *cowling* pada tahap perancangan. Madivalar dkk. (3) menggunakan metode elemen hingga pada SolidWorks Simulation untuk mengevaluasi kekuatan statis dan memprediksi kegagalan fatik komponen logam, yang menjadi acuan metodologi simulasi struktural pada penelitian ini.

Pada aspek manufaktur, Azissyukhron dan Hidayat (4) membuktikan bahwa material yang dibuat dengan metode *vacuum bag* memiliki kekuatan tarik rata-rata sebesar 1075,49 N, jauh lebih tinggi dibandingkan metode *hand lay-up* yang hanya mencapai 491,31 N, sekaligus lebih ringan karena kelebihan resin dikeluarkan dari laminasi. Anam (5) menunjukkan bahwa orientasi serat *woven* 0Â°/90Â° menghasilkan kekuatan tarik lebih tinggi (134,70 MPa) dibandingkan orientasi 45Â°/45Â° (111,75 MPa), sehingga menjadi dasar penentuan susunan sudut laminasi yang simetris pada penelitian ini. Nugroho dkk. (6) menunjukkan bahwa substitusi aluminium dengan komposit pada komponen pesawat mampu mengurangi bobot struktur hingga 14,7% tanpa mengurangi kekuatan, memperkuat alasan pemilihan material komposit *glassfiber* pada penelitian ini.

Beberapa penelitian lain turut menjadi rujukan proses manufaktur dan pengujian, di antaranya Utama dkk. (7) mengenai pengaruh metode manufaktur terhadap kekuatan tarik komposit serat karbon-epoksi, Bani dkk. (8) mengenai rancang bangun alat fabrikasi *vacuum bag* yang mampu meningkatkan kekuatan tarik komposit sebesar 29,41% dibanding metode manual, Bitencourt Junior dkk. (9) mengenai kekuatan mekanik komposit *epoxy* berpenguat serat kaca, karbon, dan *kevlar* yang memenuhi standar ASTM D3039, Hanafiah dan Othman (10) mengenai pengaruh parameter pra-pembentukan terhadap kandungan *void* pada komposit *glass/epoxy*, Hartono dkk. (11) mengenai optimasi perbaikan komposit menggunakan teknik *vacuum bagging*, serta Tambusay dkk. (12) mengenai kekuatan *split tensile* komposit laminat *hybrid* jute E-glass akibat metode *vacuum bagging*. Perbedaan utama penelitian ini dengan studi-studi tersebut terletak pada integrasinya sebagai satu rangkaian kerja mulai dari perancangan digital tervalidasi FEA hingga realisasi fisik melalui manufaktur *vacuum bagging* pada studi kasus komponen pesawat yang sama.

2.2 Cessna 172N Skyhawk dan upper engine cowling

Cessna 172N Skyhawk adalah pesawat monoplan sayap tinggi (*high-wing*) bermesin tunggal berkapasitas empat kursi yang diproduksi oleh Cessna Aircraft Company sejak akhir 1970-an dan banyak digunakan sebagai pesawat latih maupun penerbangan umum (1). Pesawat seri 172N menggunakan mesin Lycoming O-320-H2AD berpendingin udara dengan daya sekitar 160 HP pada 2700 RPM yang menggerakkan baling-baling berpitch tetap, kecepatan jelajah sekitar 122 knot, dan berat lepas landas maksimum sekitar 2300 lbs (1).

Engine cowling pada pesawat ini terdiri atas dua bagian utama, yaitu *upper cowling* dan *lower cowling*, yang dipasang mengelilingi unit mesin melalui *shock-mount* untuk meredam getaran serta dilengkapi pintu akses oli (*oil dipstick access door*) pada bagian atas untuk mempermudah pemeriksaan rutin tanpa membongkar keseluruhan *cowling* (1). Fungsi utama komponen ini adalah melindungi mesin dari elemen luar, mengarahkan aliran udara pendingin ke seluruh bagian mesin, serta menjaga bentuk aerodinamis hidung pesawat (1), seperti ditunjukkan pada Gambar 1.

Gambar 1. Pesawat Cessna 172N Skyhawk dengan upper engine cowling

2.3 Material komposit dan glass fiber reinforced polymer

Material komposit merupakan material rekayasa yang tersusun atas dua fase utama, yaitu serat (*fiber*) sebagai penguat yang menahan beban mekanis, dan matriks resin yang berfungsi mengikat serat, mentransfer beban, serta melindungi serat dari pengaruh lingkungan (13). Sifat anisotropik material komposit memungkinkan perancang mengoptimalkan kekuatan struktur sesuai arah beban dengan mengatur orientasi sudut serat pada tiap lapisan (*ply*), sedangkan susunan lapisan yang simetris terhadap bidang tengah (*mid-plane*) diperlukan untuk mencegah tegangan sisa termal dan deformasi melengkung (*warping*) pascapencetakan (13).

Glass fiber (serat kaca) merupakan salah satu jenis penguat komposit yang paling banyak digunakan karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi, ketahanan korosi yang baik, serta biaya produksi yang relatif ekonomis, sehingga sesuai untuk aplikasi komponen pesawat udara (14,15). Sebagai matriks pengikat, resin *epoxy* lebih diutamakan dibandingkan poliester dalam aplikasi kedirgantaraan karena memiliki penyusutan volume saat *curing* yang rendah serta kekuatan adhesi interfasial yang superior terhadap serat kaca (15).

2.4 Simulasi elemen hingga dan faktor keamanan

Finite Element Analysis (FEA) adalah metode komputasi numerik yang digunakan untuk memprediksi respons suatu objek terhadap gaya mekanis dengan membagi geometri menjadi elemen-elemen kecil yang saling terhubung (*mesh*) (3). Indikator utama yang diamati dalam evaluasi kekuatan struktur adalah tegangan ekuivalen Von Mises, yang merangkum interaksi tegangan dari berbagai arah menjadi satu nilai untuk memprediksi kegagalan material (3). Faktor keamanan (*Factor of Safety*/FOS) merupakan nilai koefisien tanpa satuan yang merepresentasikan rasio antara kekuatan luluh material terhadap tegangan kerja maksimum yang dialami struktur, dirumuskan pada Persamaan (1):

$$FOS = \frac{S_y}{\sigma_{maks}} \quad (1)$$

dengan S_y adalah kekuatan luluh material (*yield strength*) dan $\ddot{I}f_{maks}$ adalah tegangan kerja maksimum yang dialami struktur. Berdasarkan regulasi kelaikan udara Federal Aviation Administration (FAA) FAR Part 23 untuk pesawat kategori ringan, batas minimum faktor keamanan ultimit yang diwajibkan untuk struktur pesawat adalah 1,5 (16).

Selain kekuatan statis, ketahanan struktur terhadap pembebanan siklik dievaluasi melalui analisis kelelahan (*fatigue analysis*) yang memetakan hubungan antara magnitudo tegangan bolak-balik dengan estimasi umur lelah (*fatigue life*) komponen menggunakan kurva S-N, serta memperhitungkan faktor reduksi (*knock-down factor*) akibat cacat mikroskopis hasil manufaktur seperti *void* pada matriks resin (3).

2.5 Metode vacuum bagging

Vacuum bagging merupakan metode manufaktur komposit lanjutan dari *hand lay-up* manual yang mengaplikasikan tekanan vakum mekanis pada laminasi selama proses *curing*. Lapisan serat yang telah diimpregnasi resin disusun di atas cetakan (*molding*), kemudian ditutup berurutan dengan *peel ply*, *breather*, dan *vacuum bag* yang dibuat kedap udara menggunakan *sealant tape* dan dihubungkan dengan pompa vakum (4). Tekanan vakum yang stabil menekan laminasi mengikuti bentuk cetakan secara merata sehingga menurunkan porositas, meningkatkan fraksi volume serat, dan menghasilkan kualitas permukaan yang lebih baik dibandingkan metode *hand lay-up* konvensional (4,11).

3. METODE PENELITIAN

3.1 Diagram alir penelitian

Penelitian Penelitian ini dilaksanakan melalui dua alur kerja yang saling terintegrasi, yaitu alur perancangan digital dan alur manufaktur fisik. Alur perancangan diawali dengan studi literatur, penentuan *Design Requirement and Objective* (DRO), pemodelan 3D menggunakan SolidWorks, pemilihan material, hingga simulasi FEA berupa uji statis dan uji *fatigue*. Hasil rancangan yang telah tervalidasi selanjutnya dijadikan acuan bagi alur manufaktur, yang meliputi pembuatan cetakan (*molding*), proses laminasi *vacuum bagging*, pembuatan spesimen uji tarik, hingga pengujian tarik material mengacu pada standar ASTM D3039.

3.2 Perancangan model 3D dan design requirement and objective

Proses perancangan diawali dengan mengidentifikasi kebutuhan dan tujuan desain (Design Requirement and Objective/DRO) untuk memastikan komponen yang dihasilkan memenuhi aspek geometri, fungsionalitas, keamanan, dan manufakturabilitas. Kriteria perancangan upper engine cowling secara rinci disajikan pada Tabel 1.

Tabel 1. Design Requirement and Objective (DRO)

Tipe	Kategori	Parameter
Desain	Wajib	Model 3D mengikuti geometri, dimensi, dan kelengkungan kompleks komponen asli.
Desain	Wajib	Mempertahankan pintu akses oli (oil dipstick access door) yang operasional.
Fungsional	Wajib	Mampu menahan beban tarik/tumpuan tangan saat bongkar pasang.
Fungsional	Wajib	Faktor keamanan sesuai standar FAA FAR Part 23.
Keamanan	Wajib	Bagian pinggiran halus dan tidak tajam.
Manufaktur	Wajib	Dapat diproduksi dengan metode vacuum bagging.

Pemodelan 3D dilakukan melalui metode rekayasa balik (*reverse engineering*) berbasis visual, diawali dengan dokumentasi foto ortogonal (tampak depan, atas, dan samping) dari *upper engine cowling* asli. Foto tersebut diimpor ke bidang kerja SolidWorks menggunakan fitur

Sketch Picture sebagai acuan penelusuran bentuk (*tracing*), kemudian rangkaian kurva sketsa ditransformasikan menjadi permukaan 3D menggunakan fitur *Loft*. Setelah kontur eksternal terbentuk sesuai bentuk asli, fitur *shell* diaplikasikan untuk membentuk cangkang dengan ketebalan merata 4 mm, dilanjutkan *extrude cut* pada bagian yang harus berlubang serta pembuatan lubang *fastener*. Model 3D juga dilengkapi komponen mekanis pendukung berupa pintu oli (*oil door*), engsel pegas (*spring hinge*), dan mekanisme pengunci magnetik *push-to-release* yang menggantikan sistem *latches* pada desain asli (17).

3.3 Pemilihan material dan simulasi struktural

Material komposit yang digunakan adalah gabungan serat E-Glass *woven roving* dan matriks resin *epoxy* dengan target rasio fraksi berat 60% *fiber* dan 40% resin. Ketebalan total rancangan ditetapkan 4 mm melalui susunan 8 lapisan (*layer*) dengan orientasi sudut penumpukan serat yang disusun simetris, yaitu 90Â°, 45Â°, 90Â°, 45Â°, 45Â°, 90Â°, 45Â°, dan 90Â° dari lapisan terluar hingga terdalam.

Validasi kekuatan struktur dilakukan melalui dua tahap simulasi pada SolidWorks Simulation. Analisis statis (*static analysis*) menggunakan pemodelan material komposit ortotropik dengan beban tumpuan penanganan maksimal sebesar 250 N untuk memperoleh tegangan Von Mises maksimum dan *Factor of Safety* (FOS). Sebelum menjalankan analisis kelelahan (*fatigue analysis*), model material dikonversi menjadi isotropik ekivalen agar algoritma komputasi *fatigue* dapat berjalan stabil. Beban siklik dikonfigurasikan berjenis *zero-based* (R=0) dengan metode koreksi tegangan rata-rata Goodman, batas lelah direduksi konservatif menjadi 40 MPa akibat *knock-down factor*, dan simulasi dijalankan hingga 10.000 siklus untuk mengevaluasi persentase kerusakan (*damage*) dan sisa umur pakai (*life*) komponen (3).

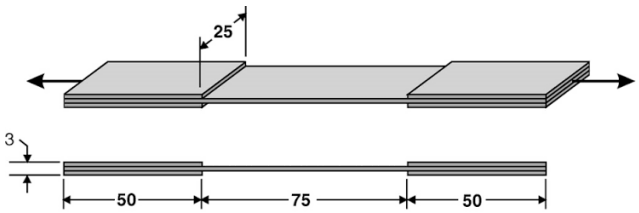
3.4 Proses manufaktur engine cowling

Proses manufaktur diawali dengan pembuatan cetakan (*molding*) dua bagian, yaitu bodi cetakan (*mold body*) yang dibentuk langsung dari *upper engine cowling* asli, dan struktur dudukan penyangga (*support stand*) berbahan kayu agar cetakan berdiri stabil dan rata selama proses laminasi. Permukaan cetakan dilapisi *honey wax* sebanyak dua kali dengan jeda pengeringan untuk memastikan replika dapat dilepas dengan mudah (*demolding*).

Laminasi dilakukan di ruangan tertutup berventilasi baik menggunakan campuran resin, *hardener*, dan talk dengan perbandingan 3 (resin) : 1 (*hardener*) serta talk secukupnya. Lapisan pertama *fiber* dipasang dengan orientasi 0Â°/90Â°, dilanjutkan lapisan berikutnya dengan orientasi 45Â°/45Â° hingga mencapai ketebalan yang direncanakan. Setelah laminasi selesai, permukaan ditutup dengan plastik berlubang yang telah dilapisi *wax*, kain majun penyerap resin berlebih, dan plastik kedua yang dihubungkan dengan pompa vakum melalui selang kompresor. Proses vakum dijalankan selama 1-2 hari hingga resin benar-benar mengeras, sebelum replika dilepas dari cetakan dan dilanjutkan dengan pembuatan *oil door*, pemasangan engsel dan *push-to-release catch*, serta tahap *finishing* berupa pengampelasan dan pelubangan titik *fastener*.

3.5 Pengujian tarik spesimen

Pengujian tarik dilakukan terhadap spesimen material yang identik dengan material replika, mengacu pada standar ASTM D3039 dengan dimensi panjang 250 mm, lebar 25 mm, dan tebal 3,5 mm (Gambar 2). Spesimen dibuat menggunakan metode *hand lay-up* dengan susunan lapisan *fiber* sesuai rancangan laminasi replika. Pengujian dilakukan menggunakan mesin uji tarik universal (*Universal Testing Machine*/UTM) di Laboratorium Material Politeknik Negeri Bandung dengan kecepatan penarikan konstan. Data yang diperoleh berupa beban maksimum, kekuatan tarik, regangan, dan modulus elastisitas, yang dihitung berturut-turut menggunakan Persamaan (2), Persamaan (3), dan Persamaan (4):



Gambar 2. Skema dimensi spesimen uji tarik mengacu pada ASTM D3039

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (2)$$

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \quad (3)$$

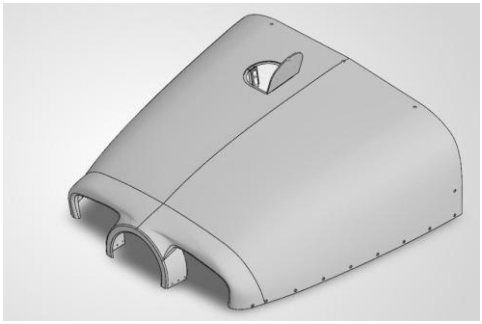
$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (4)$$

dengan Ïf adalah tegangan tarik (MPa), F adalah gaya (N), A adalah luas penampang (mm^2), Îµ adalah regangan, Î”L adalah perubahan panjang (mm), L_0 adalah panjang awal (mm), dan E adalah modulus elastisitas (GPa).

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

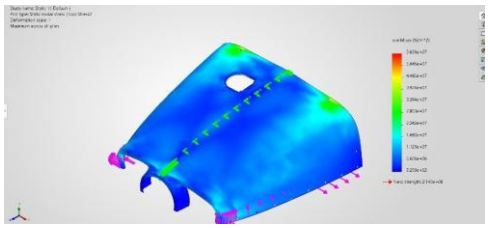
4.1 Hasil perancangan dan simulasi struktural

Hasil pemodelan 3D menunjukkan bahwa rekayasa balik berhasil mereplikasi geometri kelengkungan aerodinamis *upper engine cowling* asli secara presisi, seperti ditunjukkan pada Gambar 3, lengkap dengan fitur *oil door* bermekanisme kunci magnetik *push-to-release*.



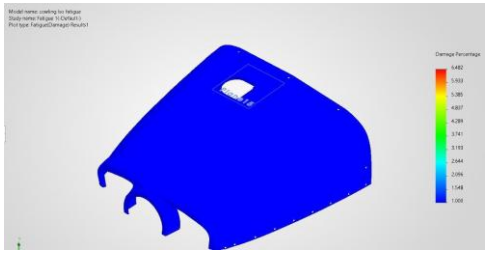
Gambar 3. Hasil pemodelan 3D upper engine cowling pada SolidWorks

Hasil simulasi statis pada beban tumpuan 250 N menunjukkan tegangan Von Mises maksimum sebesar 56,06 MPa (Gambar 4), jauh di bawah kekuatan luluh empiris material E-Glass/*epoxy* sebesar 214 MPa, dengan defleksi maksimum 41,01 mm yang terkonsentrasi pada tepi bawah panel yang ditarik. Nilai FOS minimum yang diperoleh adalah 4,15, jauh melampaui batas minimum regulasi FAA FAR Part 23 sebesar 1,5 (16).



Gambar 4. Hasil simulasi tegangan statis (Von Mises) pada beban 250 N

Hasil simulasi *fatigue* pada 10.000 siklus dengan koreksi tegangan rata-rata Goodman menunjukkan persentase kerusakan kumulatif maksimum sebesar 6,48% yang terkonsentrasi pada area *nose cowling* (Gambar 5), sedangkan proyeksi titik kegagalan absolut terendah berada pada 137.600 siklus, atau lebih dari 13 kali target desain DRO sebesar 10.000 siklus. Hasil ini membuktikan bahwa rancangan *cowling* komposit E-Glass/*epoxy* aman dan layak digunakan sebagai acuan tahap manufaktur.



Gambar 5. Hasil simulasi fatigue (damage plot) pada 10.000 siklus

4.2 Hasil manufaktur molding dan replika engine cowling

Proses manufaktur menghasilkan cetakan (*molding*) yang kokoh dan terbagi menjadi dua bagian, yaitu bodi cetakan dan struktur dudukan penyangga (Gambar 6), sehingga proses penyusunan lapisan serat dan resin dapat dilakukan tanpa cetakan bergeser. Replika *upper engine cowling* hasil laminasi *vacuum bagging* (Gambar 7) menunjukkan permukaan yang halus dan merata tanpa cacat visual berupa area kering maupun *void* yang signifikan, dengan struktur bodi yang terasa rigid dan kokoh saat diuji tekan manual.

Gambar 6. Cetakan (molding) hasil manufaktur

Gambar 7. Replika upper engine cowling hasil laminasi vacuum bagging

Hasil penimbangan menunjukkan replika memiliki berat 7 kg, lebih berat sekitar 2 kg (40%) dibandingkan *cowling* asli berbahan aluminium yang memiliki berat 5 kg. Selisih ini disebabkan oleh jumlah lapisan serat kaca yang lebih banyak untuk mengejar faktor keamanan struktur serta kandungan resin yang relatif lebih tinggi pada proses manufaktur manual, namun berat tersebut masih berada dalam rentang yang dapat diterima untuk aplikasi media praktikum.

4.3 Hasil pengujian tarik spesimen komposit

Pengujian tarik terhadap enam spesimen komposit mengacu pada standar ASTM D3039 menghasilkan data sebagaimana disajikan pada Tabel 2.

Tabel 2. Data hasil uji tarik spesimen komposit GFRP

No.	Beban Maks. (kN)	Kekuatan Tarik Maks. (MPa)	Elongasi (mm)	Regangan (%)	Modulus Elastisitas (GPa)
1	22,15	242,51	1,0904	0,21808	1,11
2	18,59	204,20	0,9054	0,18108	1,12
3	16,39	182,18	0,8062	0,16124	1,12
4	20,41	227,37	1,0662	0,21324	1,06
5	20,64	227,57	1,0291	0,20582	1,10
6	19,60	218,20	0,9362	0,18724	1,16
Rata-rata	**19,63**	**217,01**	**0,9722**	**0,19445**	**1,11**

Data pada Tabel 2 menunjukkan bahwa material komposit serat kaca yang difabrikasi dengan metode *vacuum bagging* memiliki kekuatan tarik maksimum rata-rata sebesar 217,01 MPa dengan beban puncak rata-rata 19,63 kN, elongasi rata-rata 0,97 mm, regangan rata-rata 0,194%, serta modulus elastisitas rata-rata 1,11 GPa. Konsistensi nilai antarspesimen membuktikan bahwa struktur ikatan antara matriks resin *epoxy* dan serat kaca telah menyatu dengan baik melalui tekanan vakum. Hasil ini sejalan dengan penelitian Ibrahim dkk. (18) mengenai perilaku mekanik komposit serat kaca *woven* yang menunjukkan kekuatan tarik dan integritas struktural yang memadai untuk aplikasi komponen ringan pesawat.

4.4 Perbandingan hasil perancangan dan manufaktur

Perbandingan antara hasil simulasi digital dan hasil manufaktur fisik menunjukkan konsistensi yang baik. Nilai kekuatan hasil uji tarik (214-217 MPa) yang digunakan sebagai input properti material pada simulasi FEA terbukti relevan dengan kondisi aktual material hasil fabrikasi, sehingga validitas hasil simulasi statis dan *fatigue* dapat dipertanggungjawabkan. Meskipun replika hasil manufaktur memiliki berat lebih tinggi dibandingkan komponen asli aluminium, kelebihan bobot tersebut sebanding dengan peningkatan faktor keamanan struktur yang diperoleh, sehingga produk akhir dinilai layak dan aman digunakan sebagai media pembelajaran praktikum bongkar pasang *engine cowling* bagi mahasiswa Program Studi Teknik Aeronautika POLBAN.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil perancangan, simulasi, dan manufaktur *upper engine cowling* Cessna 172N Skyhawk berbahan komposit *glassfiber* yang telah dilakukan, dapat disimpulkan sebagai berikut: (1) pemodelan 3D melalui metode rekayasa balik berhasil mereplikasi geometri kelengkungan aerodinamis komponen asli secara presisi, dilengkapi fitur *oil door* dengan mekanisme kunci magnetik *push-to-release*; (2) hasil simulasi statis menunjukkan tegangan Von Mises maksimum 56,06 MPa dengan FOS 4,15, sedangkan hasil simulasi *fatigue* pada 10.000 siklus menghasilkan kerusakan kumulatif 6,48% dengan proyeksi umur pakai minimum 137.600 siklus, keduanya memenuhi dan melampaui standar keselamatan FAA FAR Part 23; (3) metode laminasi *vacuum bagging* terbukti berhasil merealisasikan replika fisik *engine cowling* dengan permukaan halus, struktur rigid, dan kekuatan tarik maksimum rata-rata 217,01 MPa berdasarkan pengujian ASTM D3039; serta (4) replika hasil manufaktur memiliki berat 7 kg, lebih berat 2 kg (40%) dibandingkan komponen asli aluminium seberat 5 kg, namun tetap layak digunakan sebagai media praktikum bongkar pasang bagi mahasiswa Teknik Aeronautika POLBAN.

Untuk pengembangan selanjutnya, disarankan dilakukan pengujian *fatigue* fisik pada produk hasil manufaktur, penerapan *quality control* yang lebih ketat selama laminasi untuk meminimalkan *void*, serta perancangan dan manufaktur *lower engine cowling* agar kedua komponen dapat disatukan secara utuh.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Allah SWT atas rahmat dan karunia-Nya sehingga penelitian dan penulisan naskah ini dapat diselesaikan dengan baik. Ucapan terima kasih yang tulus disampaikan kepada Dr. Syarif Hidayat, Dipl. Ing., M.T. atas segala arahan dan masukan yang sangat berharga selama proses perancangan, simulasi, hingga manufaktur *upper engine cowling* ini. Penulis mengucapkan terima kasih sebesar-besarnya kepada Politeknik Negeri Bandung, khususnya pengelola Hanggar Teknik Aeronautika POLBAN, atas fasilitasi sarana, prasarana, serta penyediaan fasilitas pengujian dan objek penelitian *engine cowling* pesawat Cessna 172N Skyhawk sehingga penelitian ini dapat terlaksana dengan baik. Penulis juga mengucapkan terima kasih kepada panitia penyelenggara Industrial Research Workshop and National Seminar (IRWNS) atas kesempatan yang diberikan untuk mempublikasikan dan mempresentasikan hasil penelitian ini. Semoga karya ilmiah ini dapat memberikan kontribusi nyata bagi perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi aeronautika.

DAFTAR PUSTAKA

1. Ã–zdemir M, KurtuluÅŸ DF. Model based aircraft design and optimization: a case study with Cessna 172N aircraft. Engineering Research Express. 2023;5(3).
2. Smith JRA. Design and aerodynamic optimization of engine cowling for general aviation aircraft. International Journal of Aerospace Engineering. 2020;12(2):45-53.
3. Madivalar CN, Shay T, Kolekar S. Fatigue failure analysis of bike crank arm using SolidWorks simulation. Journal of Mechanical Engineering Research and Developments. 2018;41(3):9-13.
4. Azissyukhron M, Hidayat S. Perbandingan kekuatan material hasil metode hand lay-up dan metode vacuum bag pada material sandwich composite. Bandung: Politeknik Negeri Bandung; 2018.
5. Anam K. The effect of pressure on fiber orientation and tensile strength in fiberglass laminate composite. 2018.
6. Nugroho SA, Ardianto H, Setiawan H. Desain struktur float pesawat amfibi. Teknika: Jurnal Teknik Elektronik Engine. 2020;6(2):84-91.
7. Utama AB, Abdurohman K, Habibullah M, Agustian R. Analisis sifat mekanik uji tarik material komposit serat karbon-epoksi dengan metode manufaktur yang berbeda. ARMATUR: Artikel Teknik Mesin Manufaktur. 2026;7(2):38-46.
8. Bani YO, Mangesa DP, Bale JS, Sucipto JA. Pembuatan dan pengujian alat fabrikasi komposit vacuum bag dengan menggunakan metode VDI 2222. 2017.
9. Bitencourt Junior AHDS, et al. Structural analysis and mechanical performance of industrial conveyor flight bars manufactured with epoxy matrix composites reinforced by glass, carbon, and kevlar fibers. Polymers. 2026;18(4):433.

10. Hanafiah NHM, Othman AR. Experimental analysis of pre-forming parameters on abnormalities, thickness, and void content of glass/epoxy composite in VBO-oven cure manufacturing. Journal of Engineering and Technological Sciences. 2024;56(2):219-230.
11. Hartono, Rifai M, Subawi H. Optimization of the composite repair work using 5H satin dry glass fabric and epoxy resin LY5052/HY5052 materials through the vacuum bagging technique. Journal of Physics: Conference Series. 2016;739:012052.
12. Tambusay MI, et al. Analisis metode split tensile test komposit laminat hybrid jute E-glass akibat metode vacuum bagging. IRAJTMA. 2022;1(2).
13. Gibson RF. Principles of composite material mechanics. 4th ed. Boca Raton: CRC Press; 2016.
14. ASTM International. ASTM D578/D578M-19: standard specification for glass fiber strands. West Conshohocken: ASTM International; 2019.
15. Feng R, et al. Effect of glass fiber on the mechanical and thermal insulation performances of kaolinite-based thermal insulator. Case Studies in Construction Materials. 2024;21:e03879.
16. Federal Aviation Administration. Code of federal regulations (CFR) title 14, part 23: airworthiness standards: normal category airplanes. Washington DC: U.S. Government Publishing Office; 2023.
17. Lombard M. SolidWorks surfacing and complex shape modeling bible. Indianapolis: John Wiley and Sons; 2018.
18. Ibrahim Birma I, Wan F, Makmang AD, Mohamed AH. Experimental compression behaviour and failure mechanisms of woven E-glass and carbon fiber composite laminates for lightweight UAV structural applications. 2026.