

Analisis Kekuatan Struktur Sayap Pesawat Udara Nir Awak Pasopati Dengan Variasi Material Dan Ketebalan Menggunakan Metode Elemen Hingga

Sultan Nugraha Abdurrachman^{1,*}, Budi Aji Warsiyanto², Muhammad Hadi Widanto³,
Aswan Tajuddin⁴

^{1,2,3,4}Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Dirgantara dan Industri,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta, Indonesia

Info Artikel

Histori Artikel:

Diajukan: 30 Agustus 2024
Direvisi: 25 September 2024
Diterima: 28 September 2024

Kata kunci:

uji statik
sayap UAV
carbon fiber reinforced plastic
ketebalan
plywood

Keywords:

Static test
Wing UAV
carbon fiber reinforced plastic
thickness
plywood.

Penulis Korespondensi:

Sultan Nugraha Abdurrachman
Email:
sultannugraha2001@gmail.com

ABSTRAK

Pada PUNA Pasopati, sayap merupakan bagian penting untuk menghasilkan gaya angkat. Namun, besarnya gaya angkat harus mampu ditahan oleh struktur sayap. Oleh karena itu, tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui material dan ketebalan struktur spar, ribs, dan front reinforcement leading edge yang paling optimal pada sayap PUNA Pasopati. Penelitian ini melakukan uji statik pada struktur sayap dengan konstruksi skin, front reinforcement leading edge, ribs, dan spar menggunakan metode elemen hingga. Uji statik dilakukan dengan variasi material dan ketebalan pada struktur spar, ribs, dan front reinforcement leading edge. Pada variasi material, carbon fiber reinforced plastic lebih kuat dibandingkan plywood. Perpindahan pada sayap dengan material carbon fiber reinforced plastic lebih kecil 61,03% daripada plywood, tetapi sayap dengan material plywood mempunyai berat 68,43% lebih ringan dibandingkan carbon fiber reinforced plastic. Namun, pada material plywood mendapatkan nilai safety factor 1,15 yang berarti dibawah limit nilai safety factor yaitu 1,5. Dengan demikian, sayap dengan material carbon fiber reinforced plastic untuk PUNA Pasopati lebih optimal dibandingkan plywood. Semakin tinggi ketebalan pada struktur ribs, spar, front reinforcement leading edge, maka perpindahan dan stress pada sayap semakin kecil. Walaupun ketebalan 1 mm memiliki nilai perpindahan dan stress yang paling tinggi tetapi masih mempunyai nilai safety factor diatas limit. Dengan demikian, ketebalan 1 mm merupakan yang paling optimal.

PUNA Pasopati, the wing is an important part to generate lift. However, the magnitude of the lift force must be able to be resisted by the wing structure. Therefore, the purpose of this study is to determine the most optimal material and thickness of the spar structure, ribs, and front reinforcement leading edge on the PUNA Pasopati wing. This research conducted static tests on the wing structure with skin construction, front reinforcement leading edge, ribs, and spars using the finite element method. static tests were conducted with material and thickness variations on the spar, ribs, and front reinforcement leading edge structures. In material variations, carbon fiber reinforced plastic is stronger than plywood. Displacement on the wing with carbon fiber reinforced plastic material is 61.03% smaller than plywood, but the wing with plywood material weighs 68.43% lighter than carbon fiber reinforced plastic. However, the plywood material gets a safety factor value of 1.15 which means below the limit of the safety factor value of 1.5. Thus, the wing with carbon fiber reinforced plastic material for PUNA Pasopati is more optimal than plywood. The higher the thickness of the ribs, spar, front reinforcement leading edge structure, the smaller the displacement and stress on the wing. Although the 1 mm thickness has the highest displacement and stress values, it still has a safety factor value above the limit. Thus, a thickness of 1 mm is the most optimal.

Copyright © 2024 Author(s). All rights reserved

I. PENDAHULUAN

Indonesia merupakan negara kepulauan terbesar di dunia dengan luas wilayah sebesar 1.904.569 km² dengan jumlah 17.504 pulau. Dengan wilayah Indonesia yang sangat luas, diperlukan teknologi yang mampu melakukan pemetaan bidang tanah secara cepat dengan kondisi geografis dan topografis yang ada. *Drone* atau pesawat udara tanpa awak (puna) adalah solusi untuk mendapatkan data gambar dengan efisien dan efektif. Menurut Utomo, pesawat udara tanpa awak (puna) adalah wahana yang dilengkapi sistem pengendali terbang melalui gelombang, navigasi presisi (*Ground Positioning System (GPS)*), dan elektronik kontrol penerbangan sehingga mampu terbang sesuai perencanaan terbang *autopilot*[1].

Pesawat udara nir awak (PUNA) adalah sebuah pesawat yang dikontrol dengan dua cara, yaitu dikontrol melalui pengendali jarak jauh dan pesawat yang terbang secara mandiri berdasarkan program yang dimasukkan kedalam pesawat sebelum terbang. Pemetaan dengan pesawat udara nir awak (PUNA) merupakan suatu cara akuisisi data dengan menggunakan pesawat tanpa awak untuk pemetaan skala besar dengan waktu yang lebih cepat dan efisien dibandingkan dengan menggunakan metode survei konvensional dalam suatu lokasi/wilayah tertentu[2].

Salah satu bagian penting dari sebuah pesawat udara nir awak (PUNA) adalah sayap Karena menghasilkan gaya angkat dan yang menjadi beban bagi struktur pesawat terbang. Kekuatan struktur sayap adalah suatu yang penting untuk dapat menjaga pesawat udara nir awak (PUNA) terbang dengan layak. Kekuatan Struktur pada sayap sebaiknya di uji terlebih saat pesawat udara nir awak (PUNA) dirancang. Untuk menguji kekuatan struktur ini ada beberapa cara, salah satunya adalah dengan menggunakan uji statik. Dengan uji statik bisa diartikan beban yang terjadi pada saat pesawat sedang di udara sayap pesawat mengalami daya lengkung akibat gaya angkat yang dihasilkan[3]. Disamping itu, simulasi metode elemen hingga dapat digunakan untuk mengevaluasi kekuatan struktur terhadap pembebanan. Pemodelan komposit dapat memberikan gambaran kerusakan baik dalam beban statik maupun dinamik[4][5].

Penelitian ini memaparkan analisis pengujian statik pada struktur sayap pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati menggunakan permodelan pada *software* Abaqus CAE. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui tentang pengaruh variasi material *spar, ribs* dan *front reinforcement leading edge* terhadap respons struktur sayap pesawat udara nir awak (PUNA) dan mengetahui bagaimana pengaruh ketebalan *spar, ribs*, dan *front reinforcement leading edge* terhadap respons struktur sayap pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati pada uji statik menggunakan permodelan pada *software* Abaqus CAE.

II. METODE PENELITIAN

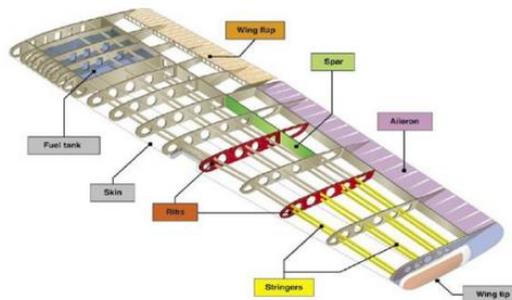
Salah satu fungsi dari pesawat udara nir awak (PUNA) adalah untuk pemetaan, pesawat udara nir awak (PUNA) biasanya dilengkapi peralatan kamera guna merekam suatu objek yang dapat dijadikan data untuk kegiatan pemetaan suatu wilayah, Dengan penggunaan UAV ini objek-objek pemetaan bidang tanah akan di foto sesuai dengan jalur terbang yang telah direncanakan[6].



Gambar 1 Pesawat Nir Awak (PUNA) Pasopati

Struktur internal sebagian besar sayap terdiri dari *spars* dan *stringers* yang membentang memanjang dan *ribs* serta *formers* atau *bulkheads* yang membentang searah (*leading edge to trailing edge*). *Spar* adalah anggota struktural utama, memikul sebagian beban yang dikenakan selama penerbangan. Ini juga mentransfer tekanan ke *ribs* sayap. *Ribs* berfungsi memindahkan beban ke *spars* sayap[7]. *Ribs* memberikan bentuk lengkung pada sayap dan menyalurkan beban dari *skin* dan *stringers*

ke *spars*. *Ribs* sayap biasanya dibuat dari kayu atau logam. dua jenis *ribs* kayu yang paling umum adalah *plywood* dan *truss types*[8]. *Spar* adalah anggota struktural utama sayap. Panjang *spar* sesuai dengan panjang sayap. *Spar* dapat dibuat dari logam, kayu, atau material komposit tergantung pada kriteria desain pesawat tertentu[9]. Biasanya, sebuah sayap memiliki dua *spar*. Satu *spar* biasanya terletak di dekat bagian depan sayap, dan *spar* lainnya terletak sekitar dua pertiga jaraknya ke arah *trailing edge*.



Gambar 2 Struktur Sayap

Material yang digunakan untuk Menyusun sebuah benda yang digunakan untuk perekayasa dan perancangan[6]. Salah satu material yang biasa kita temukan di struktur sayap terutama *spar* adalah *carbon fiber reinforced plastic (CFRP)* dan kayu. CFRP adalah material yang terdiri dari serat dan resin. Biasanya resin sintesis dipilih sebagai material matriks. Serat karbon menambah kekakuan dan kekuatan, dan plastik bertindak sebagai dasar struktural yang melindungi serat dan mengikatnya bersama-sama. antara material konstruksi, CFRP dikenal karena rasio kekuatan terhadap beratnya yang tinggi [10].

Plywood merupakan kayu olahan yang terdiri dari lapisan kayu dan direkatkan secara bersama-sama. *Plywood* merupakan salah satu produk kayu olahan yang paling sering digunakan karena sifatnya yang fleksibel, murah, mudah dibentuk sesuai kebutuhan dan teknik pembuatan yang simpel. *Plywood* memiliki beragam ketebalan, mulai dari 0,1 mm hingga 25 mm tergantung dengan kualitasnya[11]. Selain itu kayu balsa digunakan dalam pembuatan struktur sayap pesawat model, di mana kekuatan struktural relatif terhadap berat adalah kunci. Kayu ini sering digunakan dalam bentuk balok sayap (*wing spars*) dan *rib* sayap (*wing ribs*).



(a)



(b)

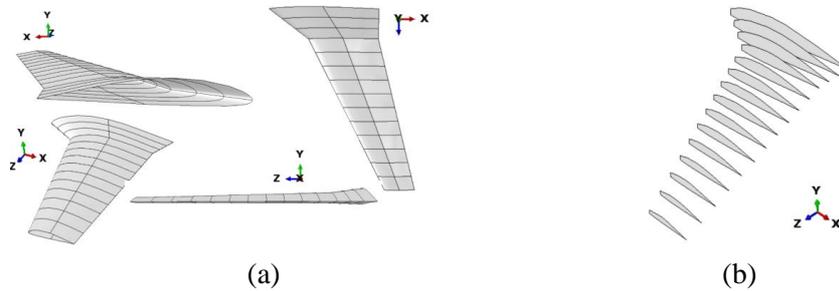
Gambar 3 (a) Plywood (b) kayu balsa

Polyester film adalah jenis bahan film plastik yang terbuat dari poliester, sebuah polimer sintesis dengan berbagai aplikasi di industri modern. Poliester sendiri adalah kelompok polimer yang dihasilkan dari reaksi antara asam dan alkohol. *Polyester film* umumnya dikenal dengan nama PET film, di mana PET adalah singkatan dari *Polyethylene Terephthalate*[12]. *Polyester film* merupakan bahan yang semakin populer dalam aplikasi *aerospace*, terutama dalam desain dan pembuatan *skin* pesawat UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Film ini dapat digunakan sebagai lapisan pelindung tambahan untuk *skin* pesawat. Kekuatan Tarik Tinggi, umumnya 200-300 MPa, memberikan kekuatan struktural pada *skin* pesawat.

2.1 Geometri Sayap

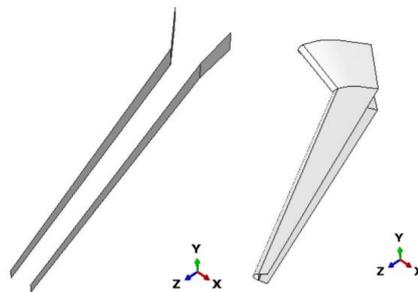
Pembuatan pemodelan sayap dimulai dengan membuat beberapa *part*.. Jenis *airfoil* sayap PUNA Pasopati adalah NACA FX-84-W-127 dengan panjang *chord root* 730 mm dan *chord tip* 200

mm. Pada penelitian ini, *skin* dipartisi sebanyak 14 *section*. Partisi ini berfungsi untuk memasukan beban di setiap *section* pada *modul load*.

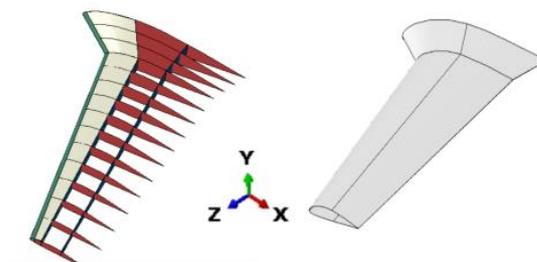


Gambar 4 Permodelan (a) *Skin* dan (b) *rib*

Pada pemodelan *ribs* yang digunakan sebanyak 15 *ribs*, dengan komposisi 4 *ribs* dari *chord root* sampai *mid chord root* yang mempunyai jarak antar *ribs* 66,66 mm, dan 11 *ribs* dari *mid chord root* sampai *chord tip* yang mempunyai jarak 90,90 mm. Untuk panjang *ribs* di bagian pertama atau *chord root* sebesar 730 mm. *Mid chord root* mempunyai panjang 470 mm. *Chord tip* mempunyai panjang 200 mm. *Spar* terletak di bagian maximum *thickness* dari airfoil NACA FX-82-W-127 dan di bagian 2/3 dekat trailing edge. *Front reinforcement leading edge* terletak di bagian *leading edge* karena fungsi dari *part* ini adalah menjadi penguat bagi untuk bagian *leading edge*. Langkah terakhir membuat *part front reinforcement leading edge*., *front reinforcement leading edge* ini terbagi atas dua material yaitu balsa dan dilapisi oleh *plywood*.



Gambar 5. Permodelan *Spar* dan Permodelan *Front Reinforcement Leading Edge*



Gambar 8 Struktur *Wing*

Tabel 1 Data Material Asli Pasopati

Kode Warna	Nama Part	Material	Ketebalan
	Spar	Plywood	3mm
	Ribs	Plywood	3mm
	Front Reinforcement Leading Edge	Plywood	3mm
	Front Reinforcement Leading Edge	Balsa	15mm
	Skin	Polyester Film	0,15mm

Tabel 2 Properti Material *Plywood* & Balsa

Properti	<i>plywood</i>		<i>balsa</i>	
	Nilai	Satuan	Nilai	Satuan
Density	6e-10	(ton/mm ³)	1,6e-10	(ton/mm ³)
E_{11} (elastic modulus pada arah X)	7940	(MPa)	3740	(MPa)
E_{22} (elastic modulus pada arah Y)	5470	(MPa)	56	(MPa)
E_{33} (elastic modulus pada arah Z)	1000	(MPa)	172	(MPa)
G_{12} (shear modulus pada arah XY)	480	(MPa)	138	(MPa)
G_{13} (shear modulus pada arah XZ)	220	(MPa)	202	(MPa)
G_{23} (shear modulus pada arah ZY)	170	(MPa)	19	(MPa)
ν_{12} (poisson ratio pada arah XY)	0,039	-	0,49	-
ν_{13} (poisson ratio pada arah XZ)	0,036	-	0,23	-
ν_{23} (poisson ratio pada arah YZ)	0,034	-	0,23	-
X_T (longitudinal tensile strength)	80	(MPa)	11	(MPa)
X_C (longitudinal compressive strength)	60	(MPa)	10	(MPa)

Tabel 3 Properti Material CFRP

Carbon fiber reinforced plastic		
Properti	Nilai	satuan
E_1 (elastic modulus pada arah X)	12000	MPa
$E_2 = E_3$ (elastic modulus pada arah Y dan Z)	7800	MPa
$\nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$ (poisson ratio)	0,3	MPa
$G_{12} = G_{13}$ (shear modulus pada arah XY dan XZ)	4000	MPa
G_{23} (shear modulus pada arah pada arah YZ)	3600	MPa
Density	2,2e-9	ton/mm ³
X_T (longitudinal tensile strength)	1800	MPa
X_C (longitudinal compressive strength)	1250	MPa
$Y_T = Z_T$ (transverse tensile strength)	50	MPa
$Y_C = Z_C$ (transverse compressive strength)	150	MPa
$S_{12} = S_{13}$ (shear strength pada arah XY dan XZ)	93	MPa
S_{23} (shear strength pada arah YZ)	50	MPa

2.2 Model Kondisi Batas

Metode untuk menghitung beban-beban pada sayap statik untuk mengikuti realitas distribusi gaya angkat digunakan metode *schrenk*. Metode *Schrenk* adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan untuk menghitung distribusi lift sepanjang span. Distribusi gaya angkat diperoleh dari rata-rata (mean) lift berdasarkan lift platform dan lift *elliptical* [13].

$$L_{platform} = \frac{2L}{(1+\lambda)b} \left[1 + \left(\frac{2y}{b} \right) (\lambda - 1) \right] \quad (1)$$

$$L_{elliptical} = \frac{4L}{\pi b} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b} \right)^2} \quad (2)$$

$$L_{schrenk} = \frac{L_{platform} + L_{elliptical}}{2} \quad (3)$$

L = Gaya angkat (N), λ = *Taper ratio*, b = *Wingspan* (m), y = Jarak antar partisi (m)

Load merupakan modul yang berfungsi untuk menentukan jenis pembebanan serta *boundary condition* (kondisi batas) yang akan diaplikasikan pada pemodelan yang telah dibuat. Untuk mengetahui beban pada sayap, perlu dilakukan perhitungan gaya angkat atau *lift* terlebih dahulu. Dalam penelitian ini pesawat diasumsikan $L=W.n$ (*load factor* sama dengan 1,5) menurut CASR 23.303 yang terdapat di lampiran B. Untuk rumus *load factor* dapat dilihat pada persamaan 4. Nilai gaya angkat (L) ditentukan menggunakan persamaan sebagai berikut:

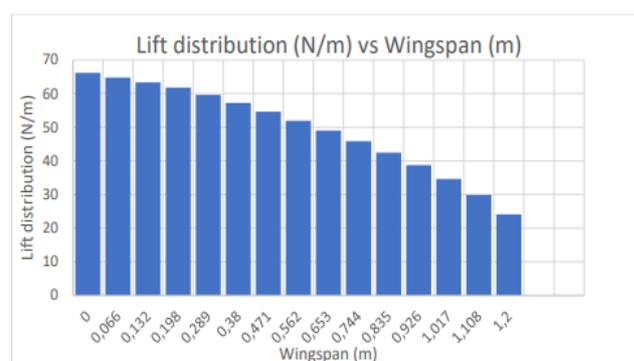
$$L = W.n \quad (4)$$

$$W = m.g \quad (5)$$

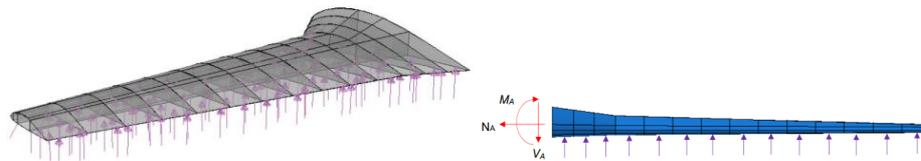
$$n = \frac{L}{W} \quad (6)$$

Pada perhitungan pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati pembebanannya yaitu sebesar 121,10 N. Pembebanan tersebut diperoleh dari MTOW pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati sebesar 8,285 kg yang dikalikan dengan nilai gravitasi sebesar 9,81 m/s² dan dikalikan nilai *load factor* sebesar 1,5. Metode *schrenk* digunakan untuk memperoleh gaya angkat lokal pada masing masing sayap yang telah di partisi Hasil perhitungan *lift distribution* diperoleh dari *schrenk method* dapat dilihat pada Gambar 9. Lift didefinisikan menggunakan *load* dengan tipe *pressure* serta distribusi pada setiap section menggunakan *total force*. Distribusi lift dapat dilihat pada Gambar 10

Pada perhitungan pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati pembebanannya yaitu sebesar 121,10 N. Pembebanan tersebut diperoleh dari MTOW pesawat udara nir awak (PUNA) Pasopati sebesar 8,285 kg yang dikalikan dengan nilai gravitasi sebesar 9,81 m/s² dan dikalikan nilai *load factor* sebesar 1,5. Metode *schrenk* digunakan untuk memperoleh gaya angkat lokal pada masing masing sayap yang telah di partisi Hasil perhitungan *lift distribution* diperoleh dari *schrenk method* dapat dilihat pada Gambar 9. *Lift* didefinisikan menggunakan *load* dengan tipe *pressure* serta distribusi pada setiap *section* menggunakan *total force*. Distribusi *lift* dapat dilihat pada Gambar 10

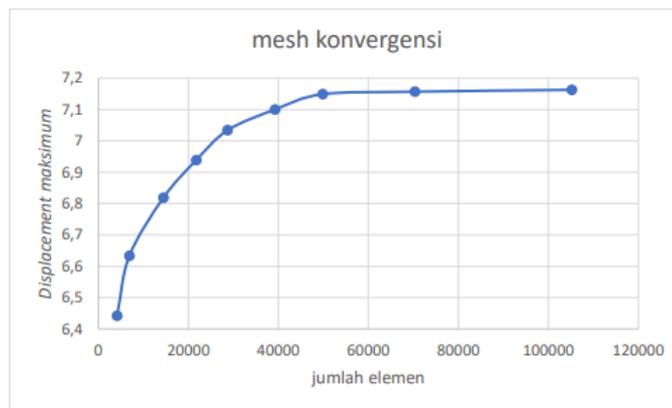


Gambar 9 Grafik Distribusi Lift



Gambar 10 Distribusi Lift dan Free Body Diagram

Konvergensi mesh dilakukan pada semua part, yaitu skin, ribs, spar, dan front reinforcement leading edge. Berdasarkan hasil mesh konvergensi yang telah dilakukan, mesh 5 dipilih pada penelitian ini karena mulai konvergen, dimana displacement yang terjadi cenderung konstan atau stabil.

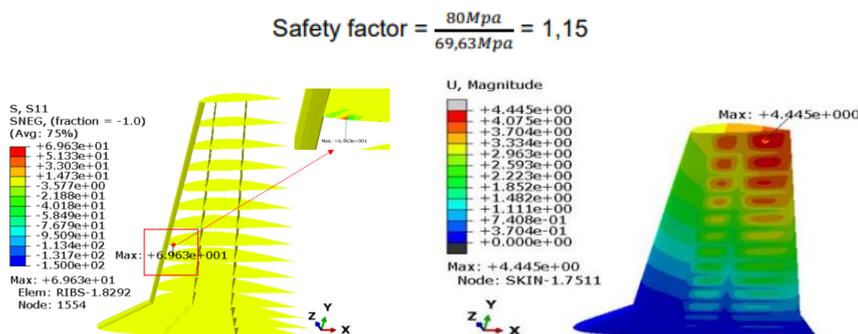


Gambar 11 Grafik Perbandingan Jumlah Mesh Terhadap Displacement

III. HASIL DAN DISKUSI

3.1 Variasi Material

Simulasi dilakukan dengan variasi material pada spar, ribs, dan front reinforcement leading edge. Material yang di uji adalah plywood dan carbon fiber reinforced plastic. Berdasarkan hasil simulasi pada material plywood, perpindahan terbesar terjadi di bagian tengah hingga ke ujung sayap, sebesar 4,44 mm. Pada simulasi ini massa wing sebesar 1,25 kg

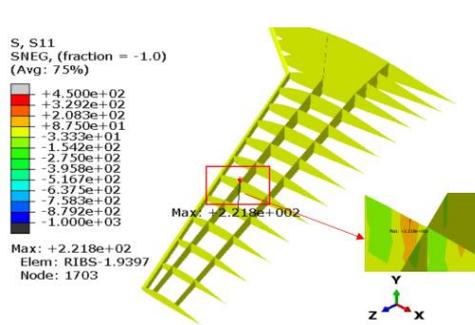


Gambar 11 Tegangan Pada Material Plywood

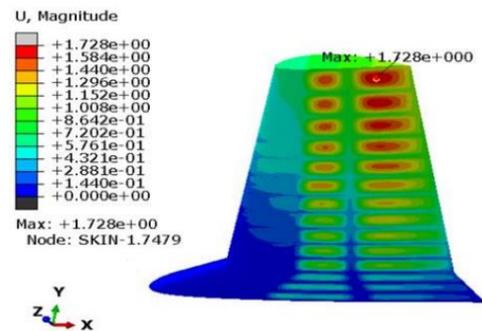
Gambar 12 Perpindahan Pada Material Plywood

Pada material carbon fiber reinforced plastic, perpindahan terbesar terjadi di bagian tengah hingga ke ujung sayap, sebesar 1,73 mm. Pada simulasi ini, massa wing sebesar 3,96 kg.

$$\text{Safety factor} = \frac{1800\text{Mpa}}{221,80\text{Mpa}} = 8,11$$



Gambar 13 Tegangan Pada Material CFRP



Gambar 14 Perpindahan Pada Material CFRP

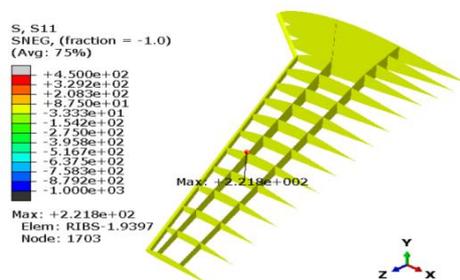
Pada uji statik, material *plywood* mengalami *displacement* sebesar 4,44 mm. sedangkan pada material *carbon fiber reinforced plastic* mengalami *displacement* sebesar 1.73 mm. pada material *plywood* mempunyai massa *wing* seberat 1.25 kg, Sedangkan pada material *carbon fiber reinforced plastic* mempunyai massa *wing* seberat 3.96 kg. Hasil *safety factor* yang di dapat pada *plywood* adalah sebesar 1,15, sedangkan untuk *carbon fiber reinforcement plastic* memiliki nilai *safety factor* 8,11. Berdasarkan hasil simulasi, material *plywood* mempunyai massa yang jauh lebih ringan daripada *carbon fiber reinforced plastic* tetapi mempunyai nilai *displacement* sedikit lebih besar dari pada *carbon fiber reinforced plastic*. Tetapi hasil *safety factor* yang di dapat pada *plywood* adalah sebesar 1,15. artinya dinyatakan tidak aman karena dibawah nilai limit dari *safety factor* yaitu 1,5 sedangkan untuk *carbon fiber reinforcement plastic* memiliki nilai *safety factor* 8,11

Tabel 4 Perbandingan Perpindahan Massa

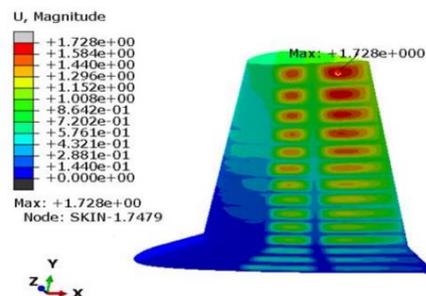
Material	Displacement(mm)	Massa (kg)	Safety factor
Plywood	4,44	1,25	1,15
Carbon fiber reinforced plastic	1,73	3,96	8,11

3.2 2. Variasi Ketebalan

Dalam penelitian ini juga dilakukan variasi ketebalan pada bagian *spar*, *ribs*, dan *front reinforcement leading edge*, yaitu 1 mm ,2 mm, dan 3 mm. variasi ketebalan dilakukan pada material *carbon fiber reinforcement plastic* karena material ini memiliki nilai diatas limit *safety factor* sedangkan untuk *plywood* memiliki nilai dibawah limit *safety factor*. Berdasarkan hasil simulasi variasi material yang telah dijelaskan, variasi ketebalan 3 mm memiliki hasil *displacement*, massa, dan *safety factor* yang sama dengan variasi material *carbon fiber reinforcement plastic* karena memiliki nilai ketebalan *spar*, *ribs*, dan *front reinforcement* yang sama dalam pemodelannya.



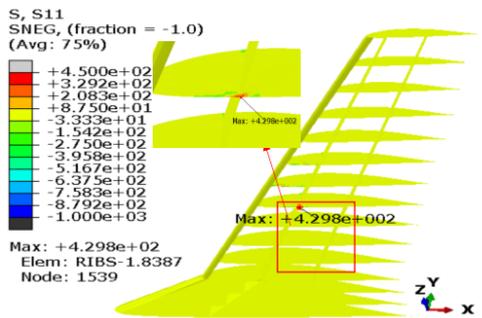
Gambar 3. 1 Tegangan Pada Ketebalan 3 mm



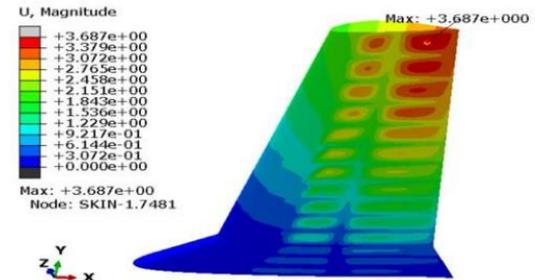
Gambar 3. 2 Perpindahan pada Ketebalan 3 mm

Pada ketebalan 1mm, massa *wing* seberat 1,47 kg. *displacement* terbesar terjadi pada bagian *wing tip* sebesar 3,68 mm. Hasil *displacement* dapat dilihat pada Gambar 4.8, besarnya nilai *safety factor* pada ketebalan 1mm sebagai berikut

$$\text{Safety factor} = \frac{1800\text{Mpa}}{429,80\text{Mpa}} = 4,18$$



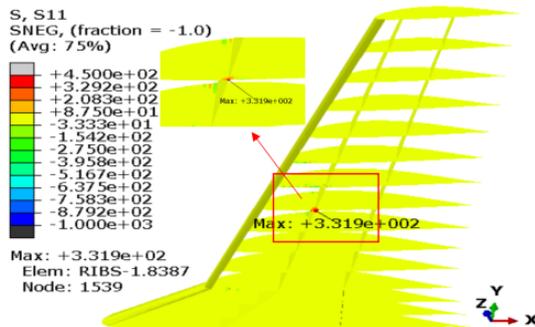
Gambar 3. 3 Tegangan Pada Ketebalan 1 mm



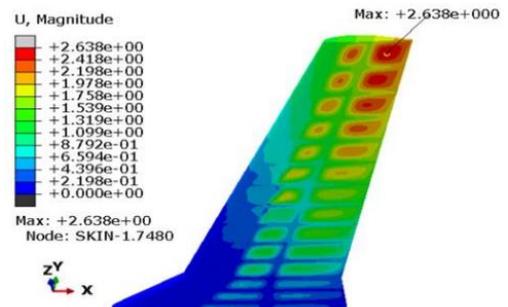
Gambar 3. 4 Perpindahan Pada Ketebalan 1 mm

Pada ketebalan 2mm, mempunyai massa *wing* seberat 2,72 kg. *Displacement* terjadi di bagian tengah hingga ke ujung tip tetapi memiliki nilai *displacement* yang lebih kecil dari 1 mm, *displacement* terbesar terjadi pada bagian tip sebesar 2,64 mm. Hasil *displacement* dapat dilihat pada Gambar 4.10, besarnya nilai *safety factor* pada ketebalan 2 mm sebagai berikut:

$$\text{Safety factor} = \frac{1800\text{Mpa}}{331,90\text{Mpa}} = 5,42$$



Gambar 3. 5 Tegangan Pada Ketebalan 2 mm

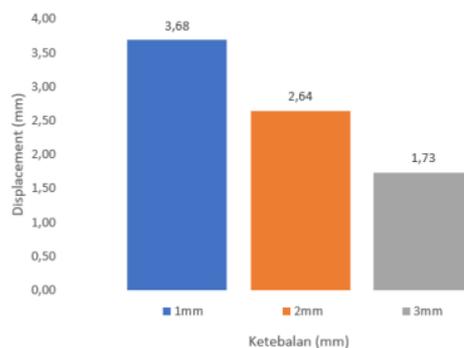


Gambar 3. 6 Perpindahan Pada Ketebalan 2 mm

Pada uji statik variasi ketebalan. Pada ketebalan 1mm mempunyai nilai massa 1,47 kg dan *displacement* tertinggi sebesar 3,68 mm. Pada ketebalan 2mm mempunyai nilai massa 2,72 kg dan *displacement* tertinggi sebesar 2,64 mm. Sedangkan pada ketebalan 3 mm mempunyai nilai massa 3,96 kg dan *displacement* tertinggi sebesar 1,73 mm. Hasil *safety factor* yang di dapat pada 1 mm adalah sebesar 4,18. Untuk di ukuran 2 mm dan 3 mm mendapatkan *safety factor* masing masing 5,42 dan 8,11, dan itu artinya bisa dinyatakan aman. Untuk grafik *displacement* dari hasil simulasi variasi material bisa dilihat pada gambar dibawah ini

Tabel 3. 1 Perbandingan Perpindahan Massa Struktur Sayap

Ketebalan (mm)	Displacement (mm)	Stress (Mpa)	Massa (Kg)	Safety factor
1	3,68	429,80	1,47	4,18
2	2,64	331,90	2,72	5,42
3	1,73	221,80	3,96	8,11



Gambar 3. 7 Grafik Variasi Ketebalan

IV. KESIMPULAN

Pada variasi material, carbon fiber reinforced plastic lebih kuat dibandingkan plywood. Perpindahan pada sayap dengan material carbon fiber reinforced plastic lebih kecil 61,03% daripada plywood, tetapi sayap dengan material plywood mempunyai berat 68,43% lebih ringan dibandingkan carbon fiber reinforced plastic. Namun, pada material plywood mendapatkan nilai safety factor berada dibawah batas toleransi yaitu 1,15 yang berarti dibawah limit nilai safety factor yaitu 1,5. Dengan demikian, sayap dengan material carbon fiber reinforced plastic untuk PUNA Pasopati lebih optimal dibandingkan Plywood.

Semakin tinggi ketebalan pada struktur ribs, spar, front reinforcement leading edge, maka perpindahan pada sayap semakin kecil dan nilai stress semakin kecil. Ketebalan 1 mm, 2 mm, dan 3 mm memiliki nilai safety factor diatas limit. Walaupun ketebalan 1 mm memiliki nilai perpindahan dan stress yang paling tinggi tetapi masih mempunyai nilai safety factor diatas limit, lalu semakin kecil ketebalan maka semakin murah untuk biaya produksinya. Dengan demikian, ketebalan yang paling optimal untuk PUNA Pasopati adalah 1 mm

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada pihak yang telah memberi dukungan terhadap publikasi penelitian ini untuk para penulis, rekan sejawat dan dosen di Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] B. Utomo, "Drone untuk percepatan pemetaan bidang tanah," *Media Komunikasi Geografi*, vol. 18, no. 2, pp. 146-155, 2017.
- [2] I. P. H. Prayogo, F. J. Manoppo, and L. I. Lefrandt, "Pemanfaatan teknologi unmanned aerial vehicle (UAV) quadcopter dalam pemetaan digital (fotogrametri) menggunakan kerangka ground control point (GCP)," *Jurnal Ilmiah Media Engineering*, 2020.
- [3] D. Fatta, "Analisis kekuatan struktur sayap pesawat udara nir awak (PUNA) menggunakan metode bending untuk pemantauan kepadatan lalu lintas," *Doctoral dissertation, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto*, 2023.
- [4] M. H. Widanto, Amat Chaeroni, and E. Surya, "Analisis Kerusakan Pelat Komposit Akibat Beban Low Velocity Impact Terhadap Variasi Energi Impak Dengan Menggunakan Elemen Split ", *JTKdoc*, vol. 9, no. 1, pp. 1-8, Jan. 2024.
- [5]] M. H. Widanto, Syarifah Fairuza , "Analisis Impact Landing Skid Drone Agrikultur Dengan Variasi Ground Contur", *JTKdoc*, vol. 9, no. 1, pp. 29-36, Jan. 2024.
- [6] I. Suroso, "Peran drone/unmanned aerial vehicle (UAV) buatan STTKD dalam dunia penerbangan," *Program Studi Teknik Aeronautika, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan*, 2016.
- [7] Aircraftsystemstech.com, "Wings aircraft structures," 2011. [Online]. Available: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/wings-wing-configurations-wings-are.html#googlevignette>. [Accessed: Apr. 19, 2024].
- [8] E. Prasetiawan, "Analisa perbandingan kekuatan mekanik pada material komposit papan partikel (particle board) dari campuran pelepah kelapa sawit dengan matriks damar dan matriks plastik daur ulang (polypropylene)," *Doctoral dissertation, Universitas Islam Riau*, 2017.
- [9] Sglcarbon.com, "Carbon Fibers and Carbon Fibers Reinforced Plastic (CFRP)," 2014. [Online]. Available: <https://www.sglcarbon.com/en/carbon-fibers-and-cfrp/>. [Accessed: Apr. 17, 2024].
- [10] Kelaskita.com, "Mengenal multiplek, plywood, dan plywood. Apa bedanya?," 2015. [Online]. Available: <https://www.kelaskita.com/artikel/mengenal-multiplek-plywood-&-plywood-apa-bedanya>. [Accessed: Apr. 20, 2024].
- [11] C. Miko and G. Jehuda, *Polyester Films: Materials, Processes, and Applications*. Wiley, 2023.
- [12] M. G. Suada, H. Syamsudin, and F. S. Pranoto, "Perhitungan beban pada sayap pesawat terbang latih APS 1 untuk keperluan perancangan struktur," 2023.
- [13] W. Hadipratomo, *Dasar-dasar Metode Elemen Hingga*, 1st ed. PT Danamartha Sejahtera Utama, 2005.