

Analisis Kelaiktabrakan (Crashworthiness) Badan Pesawat Tanpa Awak (UAV) Ritewing Drak Menggunakan Metode Elemen Hingga

Eros Ray^{1,*}, Syarifah Fairuza², Budi Aji Warsiyanto³

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

Info Artikel

Histori Artikel:

Diajukan: 28 Agustus 2024
Direvisi: 3 Agustus 2025
Diterima: 5 Agustus 2025

Kata kunci:

UAV Ritewing Drak
kelaiktabrakan
metode elemen hingga
kegagalan Tsai-Hill.

Keywords:

UAV Ritewing Drak
Crashworthiness
Finite element method
Tsai-Hill failure

Penulis Korespondensi:

Eros Ray D. W.
Email:
weringkuklyeros@gmail.com

ABSTRAK

Pesawat Tanpa Awak (*Unmanned Aerial Vehicle* atau UAV) adalah kendaraan udara yang beroperasi tanpa pilot, dan semakin banyak digunakan untuk berbagai misi sipil maupun militer. Pemilihan material UAV sangat penting karena memengaruhi performa struktural, efisiensi, dan keselamatan. Penelitian ini menganalisis pengaruh variasi material dan kecepatan tumbukan terhadap respons struktural fuselage UAV Ritewing Drak menggunakan metode elemen hingga. Tiga material diuji, yaitu kevlar, carbon fiber, dan fiber glass, dengan kecepatan tumbukan 4 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s. Hasil simulasi menunjukkan bahwa kevlar memiliki nilai indeks kegagalan Tsai-Hill terendah sebesar 0,03411, lebih baik dibandingkan carbon fiber (0,03788) dan fiber glass (0,04121). Ketiga material menunjukkan deformasi plastik pada foam, namun masih dalam batas aman karena nilai Tsai-Hill tidak melebihi kriteria kegagalan. Peningkatan kecepatan menyebabkan peningkatan nilai Tsai-Hill dan deformasi: pada 4 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s berturut-turut menghasilkan nilai Tsai-Hill sebesar 0,0211; 0,0261; dan 0,0341, serta nilai *equivalent plastic strain* pada foam sebesar 5,125; 10,29; dan 18,74. Simulasi membuktikan bahwa struktur UAV dengan material kevlar mampu memenuhi syarat kelaiktabrakan dan layak digunakan untuk aplikasi yang membutuhkan ketahanan benturan.

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), commonly known as drones, are aircraft that operate without an onboard pilot and are increasingly used in both civil and military applications. Material selection plays a critical role in UAV design, as it directly affects structural performance, energy efficiency, payload capacity, and operational safety. This study investigates the effect of material variation and impact velocity on the structural response of the Ritewing Drak UAV fuselage using the Finite Element Method (FEM). Three materials—kevlar, carbon fiber, and fiberglass—were evaluated under impact velocities of 4 m/s, 6 m/s, and 8 m/s. Simulation results indicate that kevlar exhibits the best crashworthiness performance, with the lowest Tsai-Hill failure index of 0.03411, compared to carbon fiber (0.03788) and fiberglass (0.04121). All materials experienced significant plastic deformation in the foam component, yet remained within acceptable limits, as their Tsai-Hill values did not exceed the critical failure threshold. Increasing impact velocity resulted in higher Tsai-Hill values and greater deformation: at 4 m/s, 6 m/s, and 8 m/s, the Tsai-Hill indices were 0.0211, 0.0261, and 0.0341 respectively, with equivalent plastic strain in the foam of 5.125, 10.29, and 18.74. These findings suggest that kevlar is the most suitable material for UAV fuselages in applications requiring high crashworthiness, as it provides superior structural integrity under impact conditions.

.Copyright © 2025 Author(s). All rights reserved

I. PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak (*Unmanned Aerial Vehicle* atau UAV) merupakan mesin terbang yang dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot atau dapat beroperasi secara mandiri (*autonomous*). UAV dirancang untuk membawa berbagai jenis muatan, seperti kamera untuk pemantauan dan sensor lainnya. Dalam satu dekade terakhir, teknologi UAV mengalami perkembangan pesat, terutama dalam ranah penelitian sistem kendali dan desain aerodinamika. Perkembangannya tidak hanya terjadi di lingkungan departemen pertahanan, badan riset, dan perguruan tinggi, tetapi juga telah meluas ke sektor industri dan sipil yang memanfaatkan UAV untuk mendukung berbagai aktivitas operasional [1]. UAV menjadi solusi penting dalam berbagai misi karena mampu terbang dengan manuver tinggi tanpa mengorbankan keselamatan manusia. UAV tidak menghadapi keterbatasan fisik seperti pilot akibat gaya gravitasi, dan dapat dioperasikan di area berbahaya seperti kebakaran hutan dan banjir tanpa risiko kehilangan nyawa [1].

Salah satu jenis UAV yang menarik untuk dikaji adalah UAV Ritewing Drak, yang menggunakan konfigurasi *swept forward wing*. Desain ini memiliki *chord line* yang menyapu ke depan, berbeda dari desain sayap konvensional yang menyapu ke belakang. Keunggulan konfigurasi ini mencakup peningkatan stabilitas, manuverabilitas, efisiensi aerodinamis, serta pengurangan hambatan udara. Namun, tantangan teknis juga muncul, seperti risiko stall pada sudut serang tinggi serta kompleksitas dalam desain dan fabrikasi. Pemilihan desain *swept forward* perlu disesuaikan dengan tujuan operasional dan karakteristik misi pesawat [2].

Dalam konteks keselamatan penerbangan, konsep *crashworthiness* menjadi aspek vital. *Crashworthiness* merujuk pada kemampuan struktur pesawat dan sistem internalnya untuk melindungi penumpang dari cedera saat terjadi kecelakaan. Meskipun konsep ini lebih dominan dalam desain pesawat berawak, penerapannya pada UAV tetap relevan terutama untuk menjamin integritas struktur dan perlindungan terhadap muatan sensitif yang dapat mengalami kerusakan jika melebihi ketahanan limit terhadap impak[3]. Perancangan struktur pesawat harus mempertimbangkan kekuatan dan kelelahan material, serta memenuhi persyaratan kelaikan udara yang mencakup verifikasi dan sertifikasi struktur badan pesawat dan tata letak internal [4].

Salah satu elemen penting dalam mewujudkan struktur UAV yang tahan terhadap benturan adalah pemilihan material. Material berperan besar dalam menentukan performa keseluruhan UAV, seperti bobot, kekuatan, ketahanan terhadap kelelahan, efisiensi energi, dan kemampuan manuver. Selain itu, karakteristik aerodinamis dan kebutuhan spesifik misi juga sangat dipengaruhi oleh jenis material yang digunakan [5].

Berdasarkan hal tersebut, penelitian ini bertujuan untuk menganalisis numerik kelaiktabrakan (*crashworthiness*) struktur fuselage UAV saat pendaratan menggunakan variasi material dan kecepatan tumbukan. Analisis dilakukan dengan memodelkan struktur fuselage secara digital menggunakan perangkat lunak berbasis metode elemen hingga, guna mengevaluasi kekuatan struktur terhadap kondisi benturan pada saat landing.

II. METODE PENELITIAN

Awal penelitian dimulai dengan studi literatur yang meliputi pembahasan tentang pesawat (UAV) Drak, material komposit, mekanika material, jenis-jenis beban dan tumpuan, kriteria kegagalan struktur, metode elemen hingga, serta static structural analysis. Kemudian simulasi dimulai dengan membuat model fuselage sesuai dengan spesifikasi dan dimensi yang sudah ditentukan menggunakan perangkat CAD yaitu Solidworks 2021.

Setelah model terbentuk maka selanjutnya melakukan pendefinisian material komposit. Langkah simulasi selanjutnya yaitu melakukan simulasi *crashworthiness* dengan pressure distribution pada permukaan bawah fuselage. Kemudian dilakukan pengecekan terhadap input-input parameter, apakah sudah sesuai dengan parameter input yang diinginkan. Setelah pengecekan dilakukan maka dapat dilaksanakan simulasi pada model fuselage dengan pressure distribution pada permukaan bawah fuselage.

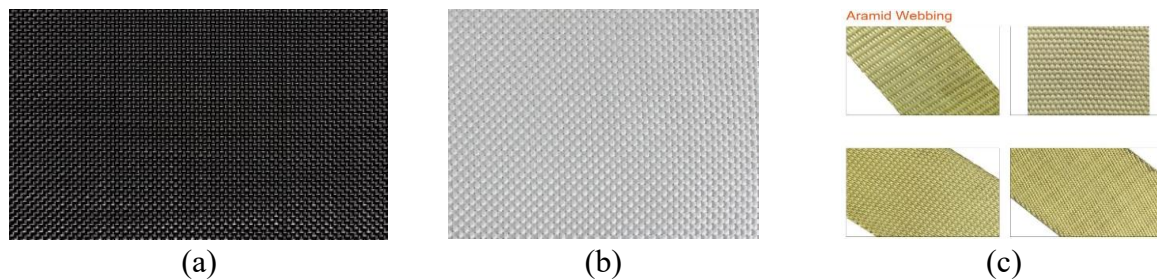
Apabila simulasi sukses dilakukan maka berlanjut untuk mesh konvergensi guna mencari nilai mesh yang paling konvergen dan optimal digunakan dalam simulasi berikutnya. Setelah ukuran mesh yang konvergen didapatkan maka bisa lanjut untuk melakukan optimisasi arah serat. Tujuan dilakukan

hal tersebut agar mengetahui orientasi serat yang paling optimal digunakan dalam model fuselage pada penelitian ini. Kemudian setelah mengetahui orientasi yang paling optimal maka dilakukan uji pada model fuselage berupa melakukan variasi ketebalan material dan variasi kecepatan saat mendarat. Sehingga akan muncul hasil dari simulasi berupa stress & strain, displacement, serta kriteria kegagalan struktur berupa Tsai- Hill. Sesudah didapatkan hasil dari simulasi yang dilakukan dan tujuan dari penelitian sudah tercapai maka penelitian ini dianggap sudah selesai.

Komposit dibentuk dengan menggabungkan dua atau lebih bahan yang berbeda menjadi bahan baru dengan sifat yang lebih baik. Komposit yang paling umum adalah komposit serat kuat yang disatukan oleh pengikat. Keuntungan utama dari material komposit adalah kekuatan yang tinggi, bobot yang relatif rendah dan ketahanan terhadap korosi. Sifat- sifat bahan komposit lebih unggul daripada bahan individu dari mana bahan itu dibuat. Komposit lanjutan terdiri dari bahan berserat yang tertanam dalam matriks resin, sering dilaminasi dengan serat yang berorientasi pada arah bolak-balik untuk memberikan kekuatan dan kekakuan material. Bahan berserat bukanlah barang baru; Kayu adalah bahan struktural berserat yang paling umum dikenal manusia[6]. Serat karbon tahan terhadap suhu yang sangat tinggi. Gabungan antara penguat karbon dan matriks polimer plastik menghasilkan material yang dikenal sebagai Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP)[7].

Fiberglass merupakan bahan yang terbuat dari kaca. Komposit matriks polimer plastik yang diperkuat serat kaca dan memiliki kekuatan dan ketahanan korosi yang sangat baik dan banyak digunakan dalam struktur kendaraan seperti mobil, kapal laut, pesawat terbang, dan pesawat ruang angkasa. Kombinasi penguat karbon dan matriks polimer menghasilkan material yang dikenal sebagai plastik yang diperkuat serat kaca (GFRP). E-glass merupakan jenis fiberglass yang sangat terkenal dan digunakan dalam industri penerbangan untuk pelapis interior, insulasi termal, dan insulasi termal.

Serat aramid (sering disebut Kevlar) merupakan serat polimer yang ringan, kuat, tahan panas, dan memiliki fracture toughness (ketangguhan terhadap retak) yang tinggi. Serat Kevlar memiliki kekuatan tarik yang besar, tetapi tidak cukup kuat pada beban tekan. Kevlar adalah jenis serat aramid. Kevlar ditunen menjadi bahan tekstil dan sangat kuat serta ringan, dengan ketahanan terhadap korosi dan panas. Kevlar digunakan dalam aplikasi yang luas seperti teknik kedirgantaraan (seperti badan pesawat terbang), pelindung tubuh, rompi antipeluru, rem mobil, dan perahu. Kevlar biasanya dibuat menjadi komposit.



Gambar 1.(a) carbon fiber (b) fiber glass (c) kevlar

Kriteria kegagalan *Tsai-Hill* adalah teori kegagalan material yang banyak digunakan dalam material komposit anisotropik dengan tegangan dan kekuatan tekan yang berbeda. Kriteria *Tsai-Hill* memprediksi kegagalan ketika indeks kegagalan pada laminasi mencapai 1. Kriteria *Tsai-Hill* didasarkan pada teori energi dengan interaksi antara tegangan.

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S^L}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

Keterangan:

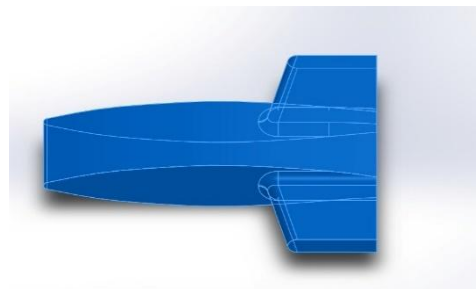
- σ_{11} = tegangan searah serat
- σ_{22} = tegangan tegak lurus serat
- σ_{12} = tegangan geser
- X = tegangan yang diizinkan searah serat
- Y = tegangan yang diizinkan tegak lurus serat
- S^L = tegangan geser yang diizinkan

Tsai-Hill merupakan kriteria yang paling konservatif dibandingkan ketiga kriteria lainnya. Hal ini dapat dilihat dengan area yang dihasilkan lebih kecil. Dengan kata lain, ketika sebuah struktur gagal menurut Tsai-Hill, bukan berarti struktur tersebut gagal menurut kriteria kegagalan lainnya. Kriteria kegagalan Tsai-Hill adalah perluasan dari kriteria luluh Von Mises untuk logam. Dalam hal ini, seperti dalam semua kriteria interaksi lainnya, hanya satu persamaan yang harus dipenuhi, sedangkan kriteria batas memerlukan pertimbangan lima persamaan yang berbeda. Kelemahan kriteria Tsai-Hill adalah tidak membedakan tegangan tarik dengan tegangan tekan[8].

Selain itu pada penelitian ini menggunakan *Finite element Analysis* (FEA) dimana merupakan *engineering tool* yang kuat yang dapat memecahkan berbagai jenis masalah teknik dengan tingkat presisi setinggi yang diperlukan. *finite element* adalah metode matematika untuk menyelesaikan persamaan diferensial biasa & parsial. FEA adalah teknik komputasi yang digunakan untuk mendapatkan solusi perkiraan dari *boundary value* problem di bidang teknik. Ini melibatkan memutuskan bagian mana yang penting dan detail tidak perlu apa yang dapat dihilangkan, yaitu mengabaikan ketidakaturan geometris kecil; pertimbangkan beban sebagai sifat material komposit[9]. Pada penelitian ini model menggunakan UAV Ritewing Drak memiliki ciri khas yaitu sayap yang menyapu ke depan (*swept forward wing*). Berbeda dengan desain sayap menyapu ke belakang yang lebih umum, di mana sayapnya menyapu ke belakang[10].

Tabel 1 Fuselage Dimension

Fuselage	Dimension
<i>Length fuselage</i>	620 mm
<i>Height fuselage</i>	80 mm
<i>Width front fuselage</i>	125 mm
<i>Width rear fuselage</i>	360 mm



Gambar 5 Fuselage UAV ritewing drak

Struktur skin fuselage pada UAV dalam penelitian ini dimodelkan menggunakan tiga jenis material komposit, yaitu Carbon Fiber, Fiberglass, dan Kevlar, yang masing-masing memiliki karakteristik mekanik berbeda seperti kekuatan tarik, kekakuan, dan ketangguhan terhadap benturan. Pemilihan ketiga material ini dilakukan untuk membandingkan kinerja struktural terhadap skenario tumbukan saat pendaratan. Data properti mekanik dari masing-masing material disajikan secara rinci pada Tabel 2 (Carbon Fiber), Tabel 3 (Fiberglass), dan Tabel 4 (Kevlar), yang mencakup parameter seperti modulus elastisitas, kekuatan tarik maksimum, kepadatan, dan batas regangan. Ketiga material tersebut umum digunakan dalam aplikasi kedirgantaraan karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi serta ketahanan terhadap korosi dan kelelahan.

Sementara itu, struktur inti (core) fuselage dimodelkan menggunakan material Expanded Polystyrene (EPS), yang merupakan bahan ringan dengan sifat penyerap energi yang baik, sebagaimana ditunjukkan dalam Tabel 5. EPS dipilih karena kemampuannya dalam meredam energi tumbukan melalui deformasi plastik, sehingga efektif dalam meningkatkan aspek crashworthiness UAV. Properti material EPS yang digunakan dalam simulasi mencakup modulus Young, kekuatan tekan, dan plastic strain maksimum, yang sangat memengaruhi distribusi tegangan dan deformasi saat terjadi benturan.

Dengan kombinasi antara material skin berbasis komposit dan inti berbahan EPS, pemodelan ini diharapkan mampu merepresentasikan perilaku struktur UAV secara realistis dalam kondisi pendaratan ekstrem.

Tabel 2 Material properti komposit Carbon Fiber[11]

Parameter	Nilai
Density (kg/m ³)	2,2E-9
Longitudinal Tensile Strength (Mpa)	1800
Longitudinal Compressive Strength (MPa)	1250
Transverse Tensile Strength (MPa)	50
Transverse Compressive Strength (MPa)	150
Longitudinal Shear Strength (MPa)	93
Transverse Shear Strength (MPa)	93
Longitudinal Tensile Fracture Energy (N/mm)	40
Longitudinal Compressive Fracture Energy (N/mm)	40
Transverse Tensile Fracture Energy	0,25
Transverse Compressive Fracture Energy (N/mm)	0,75

Tabel 3 Material properti Fiber Glass^[10]

Parameter	Nilai
Density (kg/m ³)	2,5E-10
Longitudinal Tensile Strength (MPa)	1006,3
Longitudinal Compressive Strength (MPa)	487
Transverse Tensile Strength (MPa)	45,95
Transverse Compressive Strength (MPa)	131,9
Longitudinal Shear Strength (MPa)	49,51
Transverse Shear Strength (MPa)	49,51
Longitudinal Tensile Fracture Energy (N/mm)	48,4
Longitudinal Compressive Fracture Energy (N/mm)	60,3
Transverse Tensile Fracture Energy	4,5
Transverse Compressive Fracture Energy (N/mm)	8,5

Tabel 4 Material properti Kevlar^[10]

Parameter	Nilai
Density (kg/m ³)	1,3E-9
Longitudinal Tensile Strength (MPa)	1400
Longitudinal Compressive Strength (MPa)	335
Transverse Tensile Strength (MPa)	30
Transverse Compressive Strength (MPa)	158
Longitudinal Shear Strength (MPa)	49
Transverse Shear Strength (MPa)	49
Longitudinal Tensile Fracture Energy (N/mm)	8,42
Longitudinal Compressive Fracture Energy (N/mm)	8,42
Transverse Tensile Fracture Energy	8,42
Transverse Compressive Fracture Energy (N/mm)	8,42

Tabel 5 Material properti EPS (Expanded Poly Styrene)

Parameter	Nilai
Density (kg/m ³)	1,98E-10
Young's Modulus	4,32
Poisson's Ratio	0,12

III. HASIL DAN DISKUSI

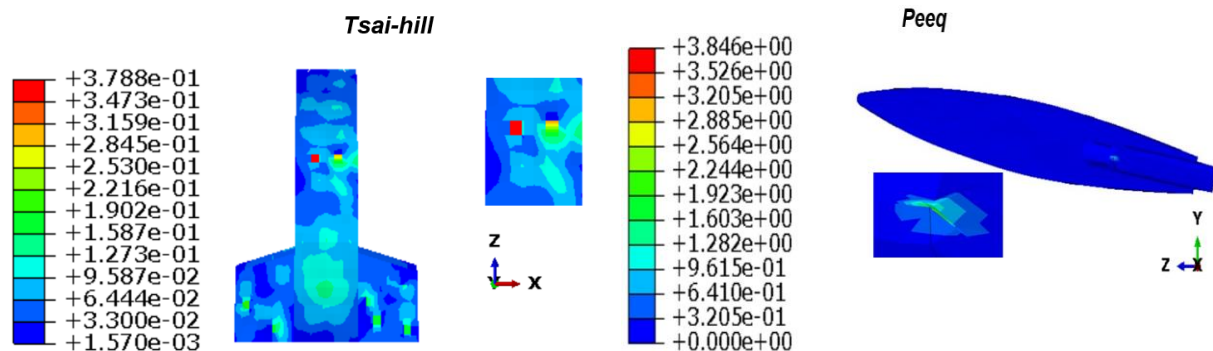
Pemodelan struktur fuselage UAV dilakukan dengan tiga variasi material pada bagian skin, yaitu carbon fiber, fiber glass, dan kevlar. Simulasi dilakukan pada kondisi tumbukan vertikal dengan kecepatan 4 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s serta inersia berat pesawat sebesar 5 kg. Tujuan simulasi ini adalah untuk mengevaluasi performa struktural masing-masing material dalam konteks crashworthiness. Parameter utama yang dianalisis adalah nilai Tsai-Hill failure index dan plastic equivalent strain (PEEQ) pada material inti (foam). Simulasi ini bertujuan untuk mengetahui bagaimana struktur mampu menahan beban dinamis saat landing.

3.1 Respon struktur *fuselage* dengan material carbon fiber, fiber glass dan kevlar

Pada kecepatan landing 8 m/s, hasil simulasi menunjukkan bahwa setiap material memiliki karakteristik ketahanan struktural yang berbeda. Gambar 6 hingga Gambar 8 menunjukkan distribusi nilai Tsai-Hill dan PEEQ untuk masing-masing material.

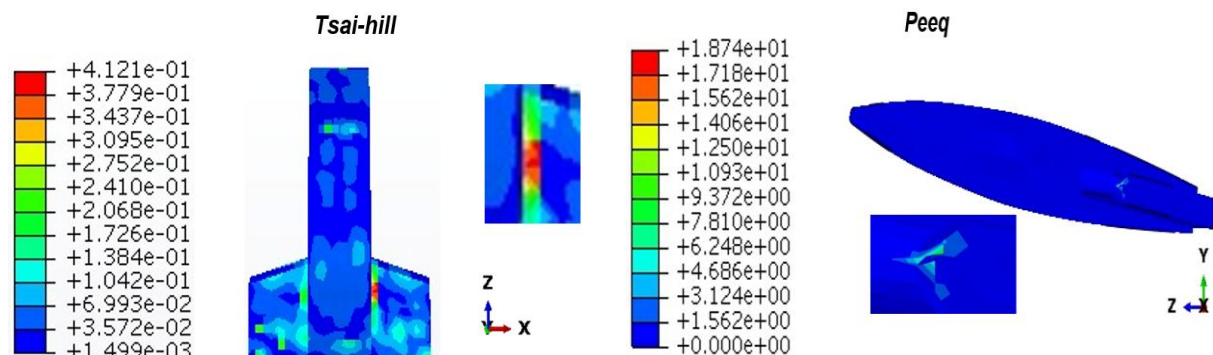
Carbon fiber (lihat Gambar 6) menunjukkan performa yang cukup baik dengan nilai maksimum Tsai-Hill sebesar 0,03788 dan PEEQ sebesar 3,846. Sementara itu, fiber glass (lihat Gambar 7) memiliki nilai Tsai-Hill tertinggi yaitu 0,04121 dan nilai PEEQ sebesar 18,74, mengindikasikan bahwa material ini lebih rentan mengalami kegagalan dan deformasi plastis. Sebaliknya, kevlar (lihat Gambar 8) menunjukkan performa terbaik dengan nilai Tsai-Hill terendah, yaitu 0,03411 dan PEEQ sebesar 1,615. Hasil ini dirangkum pada Tabel 6 yang menunjukkan bahwa kevlar lebih unggul dalam hal ketahanan terhadap beban dampak vertikal, dengan tingkat kerusakan material dan deformasi yang paling kecil dibandingkan dua material lainnya.

1. Cabon fiber



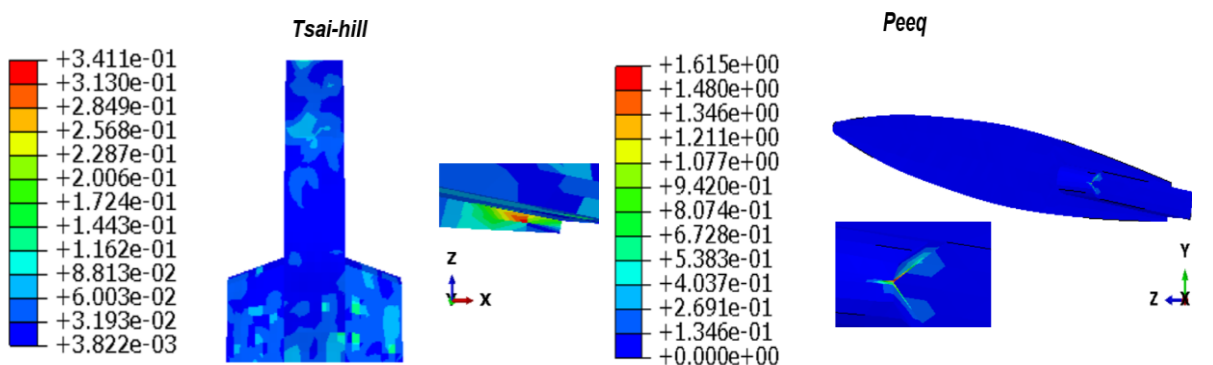
Gambar 6 Hasil simulasi pada material carbon fiber

2. Fiber glass



Gambar 7 Hasil simulasi pada material fiber glass

3. Kevlar



Gambar 8 Hasil simulasi pada material kevlar

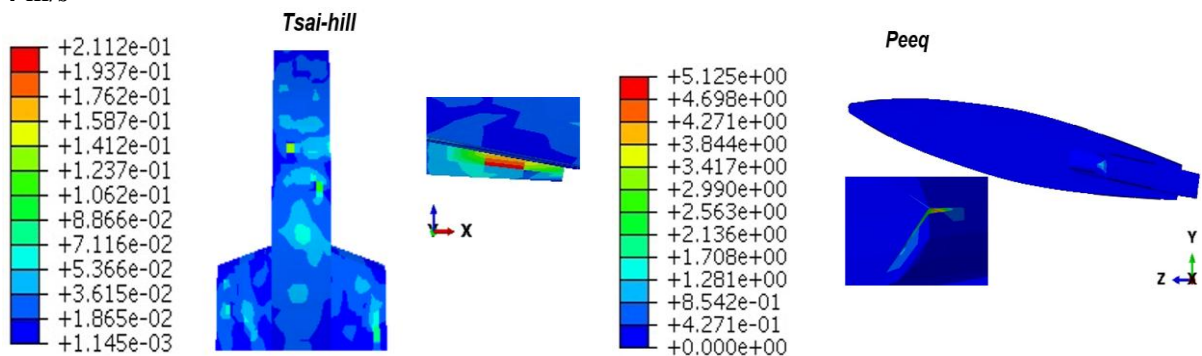
Tabel 6 Hasil simulasi variasi material dengan kecepatan 8 m/s

Material	<i>Tsai-hill</i>	<i>peeq</i>
Carbon Fiber	0,03788	3,846
Fiber Glass	0,04121	18,74
Kevlar	0,03411	1,615

3.2 Respon struktur fuselage terhadap variasi kecepatan dengan material kevlar

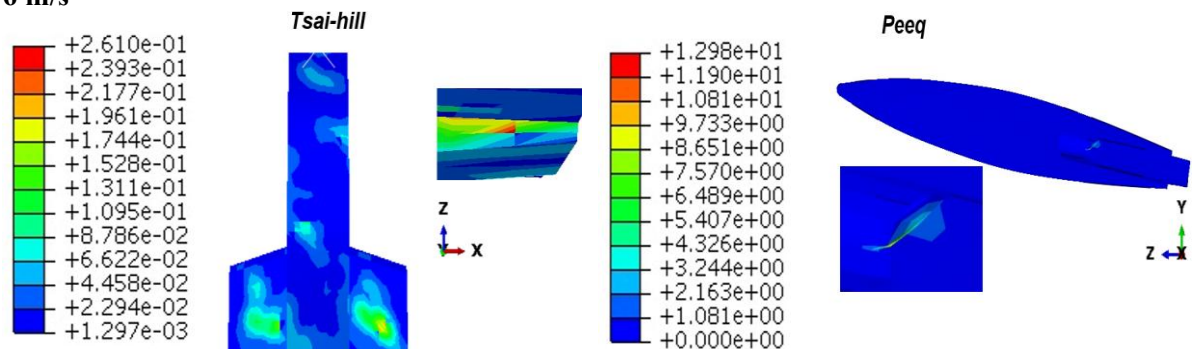
Untuk memahami pengaruh kecepatan tumbukan terhadap performa struktural, dilakukan simulasi tambahan dengan menggunakan material kevlar pada tiga kecepatan berbeda, yaitu 4 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s. Hasil visualisasi ditunjukkan pada Gambar 9 hingga Gambar 11, sementara ringkasan data numerik ditunjukkan pada Tabel 7.

4 m/s



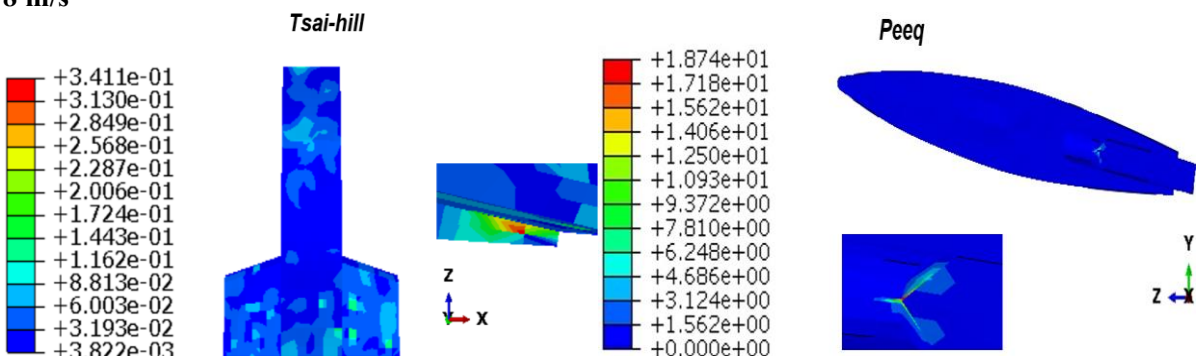
Gambar 9 Hasil simulasi pada material kevlar 4 m/s

6 m/s



Gambar 10 Hasil simulasi pada material kevlar 6 m/s

8 m/s



Gambar 10 Hasil simulasi pada material kevlar 8 m/s

Tabel 7 Hasil simulasi material kevlar dengan variasi kecepatan

Kecepatan	<i>Tsai-hill</i>	<i>peeq</i>
4 m/s	0,0211	5,125
6 m/s	0,0261	12,98
8 m/s	0,0341	18,74

Pada kecepatan 4 m/s (lihat Gambar 9), kevlar menunjukkan nilai Tsai-Hill sebesar 0,0211 dan PEEQ sebesar 5,125. Ketika kecepatan meningkat menjadi 6 m/s (lihat Gambar 10), nilai Tsai-Hill naik menjadi 0,0261 dan PEEQ menjadi 12,98. Pada kecepatan 8 m/s (lihat Gambar 11), terjadi peningkatan signifikan pada nilai Tsai-Hill menjadi 0,0341 dan PEEQ sebesar 18,74.

Hasil ini memiliki implikasi yang dapat digunakan dalam perancangan UAV, khususnya pada desain struktur ringan yang membutuhkan kemampuan menahan tumbukan vertikal secara aman. Kevlar terbukti memberikan *balance* antara kekakuan dan kemampuan menyerap energi, menurunkan risiko propagasi retak pada area sambungan, menjaga integritas struktur setelah tumbukan pada batas operasional UAV ringan. Sementara itu, fiber glass meskipun lebih ekonomis, sebaiknya tidak digunakan pada komponen utama yang berisiko mengalami tumbukan karena performanya yang paling lemah dalam hal ketahanan terhadap kegagalan dan deformasi.

Simulasi dilakukan dalam durasi 0,1 detik, yang berdasarkan visualisasi menunjukkan bahwa setelah waktu tersebut, *fuselage* tidak lagi mengalami kontak langsung dengan permukaan *landing*. Hal ini menunjukkan bahwa sistem peredam benturan cukup efektif dalam menyerap energi dalam waktu yang relatif singkat, mendukung asumsi bahwa struktur UAV telah berhasil meminimalisasi dampak tumbukan tanpa kerusakan parah.

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi numerik yang telah dilakukan, dapat disimpulkan bahwa material **kevlar** menunjukkan performa crashworthiness terbaik dibandingkan dengan carbon fiber dan fiberglass. Hal ini ditunjukkan oleh nilai indeks kegagalan Tsai-Hill pada kevlar sebesar 0,03411, yang lebih rendah dibandingkan carbon fiber (0,03788) dan fiberglass (0,04121), menandakan ketahanan yang lebih baik terhadap beban tumbukan. Ketiga material mengalami deformasi plastik signifikan pada bagian foam, namun nilai Tsai-Hill yang dihasilkan masih berada di bawah batas kegagalan, sehingga struktur fuselage dinilai layak dan aman secara struktural dalam skenario pendaratan yang diuji. Selain itu, hasil simulasi juga menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan tumbukan berbanding lurus dengan peningkatan nilai Tsai-Hill dan deformasi plastik pada foam. Pada kecepatan 4 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, nilai Tsai-Hill yang tercatat berturut-turut adalah 0,0211, 0,0261, dan 0,0341, sementara nilai equivalent plastic strain pada foam meningkat dari 5,125, menjadi 10,29, hingga mencapai 18,74. Hal ini menunjukkan bahwa kecepatan pendaratan memiliki pengaruh signifikan terhadap respons struktural UAV, dan semakin tinggi kecepatan, semakin besar risiko kerusakan struktural. Secara keseluruhan, penggunaan material kevlar dengan kontrol kecepatan pendaratan yang optimal terbukti mampu meningkatkan kelaikan struktural UAV Ritewing Drak dalam menghadapi beban tumbukan saat pendaratan.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Rahmad Hidayat, Ronny Mardiyanto.,2016, “*Pengembangan sistem navigasi otomatis pada uav unmanned aerial vehicle dengan gp.*” <https://www.neliti.com/id/publications/191504/pengembangan-sistem-navigasi-otomatis-pada-uav-unmanned-aerial-vehicle-dengan-gp>. (Di akses pada 16 september 2023).
- [2] __.,2023,*Forward-swept_wing*, https://en.wikipedia.org/wiki/Forward_swept_wing. (di akses pada 16 september 2023)
- [3] Jinguo Xie.,2016, “*Crashworthiness Analysis and Evaluation of Fuselage Section with Sub-floor Composite Sinusoidal Specimens*”. Latin American Journal of Solids and Structures 13 (2016) 1186-1202.
- [4] M. Hadi Widanto, R. Fitriansyah, S. Afandi, B. Rabeta, and M. H. Widanto, “Design Drop Weight Impact Testing for Landing Gear UAV LSU (LAPAN Surveillance UAV) Series Drop weight impact landing gear Finite element method UAV LSU Rig System,” Jurnal Teknologi Kedirgantaraan, vol. 10, no. 1, pp. 1–10, 2025, doi: 10.35894/jtk.v10i1.230.

- [5] Alya. I. AL-Taie1, Qasim. M.,2023, “Material Selection for Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) Wings Using Ashby Indices Integrated with Grey Relation Analysis Approach Based on Weighted Entropy for Ranking”. Department of Mechanical Engineering Vol 29 No 7.
- [6] _____,2003, Penjelasan tentang uav drone jenis dan manfaatnya, <https://terra-drone.co.id/penjelasan-tentang-uav-drone-jenis-dan-manfaatnya/>.(Di akses pada 10 september 2023).
- [7] Jens Schuster.,2020, https://www.researchgate.net/figure/a-Glass-fiber-b-Carbon-fiber-and-c-Flax-fiber_fig1_342266754 (di akses pada tanggal 11 september 2023).
- [8] R. C. Hibbeler., 2018, *Mechanics of Materials Tenth Edition in SI Units*, Tenth Edit. London: Pearson Education Ltd
- [9] A. S. Adkine, V. S. Kathavate, G. P. Overikar, and S. N. Doijode, “*Static Behaviour of Engine Mounting Bracket,*” *Int. Adv. Res. J. Sci. Eng. Technol.*, vol. 2, no. 4, pp. 68–73, 2015, doi: 10.17148/IARJSET.2015.2416.
- [10] George Bollinger.,2019. “*Ritewing Drak Nano Standard*”,<https://ritewingrc.com/product/ritewing-drak-nano-standard/>. (di akses 19 september 2023).
- [11] Hadi, B. K., 2000, *Mekanika Struktur Komposit*, ITB Press: Bandung.