

Analisis Numerik Bird Strike Pada Radome Dengan Struktur Sandwich

Muhammad Rayhan Zhafrando^{*[1]}, Sahril Afandi^[2], Endah Yuniarti^[3]

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jl. Halim
Perdanakusuma, RT.1/RW.9, Halim Perdana Kusuma, Kec.
Makasar, Kota Jakarta Timur, Daerah Khusus Ibukota Jakarta
13610, Indonesia. Jakarta.

*Corresponding Author: mrayhanzm@gmail.com

Abstrak - *Bird strike* adalah ancaman terhadap keselamatan penerbangan dan menjadi salah satu penyebab kecelakaan dengan korban jiwa manusia. Tugas akhir ini bertujuan untuk mendapatkan respon tabrakan dari *radome* dengan konstruksi komposit *laminat* dan *sandwich* terhadap *bird strike*. Selain itu, penelitian ini juga bertujuan untuk mendapatkan konstruksi terbaik berdasarkan studi kasus orientasi serat, pengaruh konstruksi *sandwich*, serta variasi kecepatan tumbukan. Analisis numerik menggunakan aplikasi elemen hingga ABAQUS. Metode *Smooth Particle Hydrodynamics* (SPH) digunakan untuk memodelkan material burung karena memiliki keuntungan dari akurasi hasil, waktu dimodelkan menggunakan *crushable foam plasticity* di ABAQUS. Variasi kecepatan tabrakan antara burung dan *radome* adalah 80,116, dan 150 m/s. Model *radome* di-*fixed* pada bagian tepi. Berdasarkan hasil yang diperoleh, perpindahan terbesar terjadi pada *radome* dengan konstruksi *laminat* menggunakan orientasi serat *quasi-isotropic* pada kecepatan tumbukan 150 m/s. Pada konstruksi *sandwich*, perpindahan lebih kecil dibandingkan konstruksi *laminat*. Konstruksi *sandwich* mampu memberikan kekakuan dan kekuatan relatif yang lebih tinggi dibandingkan konstruksi *laminat*, yaitu 2.41 kali lebih kaku dan 1.86 kali lebih kuat di kecepatan tumbukan yang sama. Orientasi serat komposit *cross-ply* menunjukkan hasil 0.97% lebih kuat dibandingkan orientasi *quasi-isotropic*.

Kata kunci: *Bird strike*, SPH, *Sandwich*, *Radome*, ABAQUS.

Abstract - *Bird strikes* are a threat to aviation safety and one of the causes of accidents with human casualties. This final project aims to obtain a collision response from a *radome* with *laminat* and *sandwich* composite construction against *bird strikes*. In addition, this study also aims to obtain the best construction based on a case study of fiber orientation, the effect of *sandwich* construction, and variations in collision speed. Numerical analysis using finite element application ABAQUS. The *Smooth Particle Hydrodynamics* (SPH) method is used to model bird material because it has the advantage of accurate results, when modeled using *crushable foam plasticity* in ABAQUS. The variation of the collision speed between the bird and the *radome* is 80,116, and 150 m/s. The *radome* model is fixed at the edges. Based on the results obtained, the largest displacement occurred in the *radome* with *laminat* construction using a *quasi-isotropic* fiber orientation at an impact speed of 150 m/s. In *sandwich* construction, the displacement is smaller than in *laminat* construction. *Sandwich* construction is able to provide higher relative stiffness and strength than *laminat* construction, which is 2.41 times stiffer and 1.86 times stronger at the same impact speed. The fiber orientation of the *cross-ply* composite showed a 0.97% stronger result than the *quasi-isotropic* orientation.

Keywords : *Bird strike*, SPH, *Sandwich*, *Radome*, ABAQUS.

I. PENDAHULUAN

Penerbangan dengan kondisi cuaca seperti petir, hujan es, dan badai atau puing-puing benda asing seperti burung di lapangan terbang adalah faktor-faktor yang dapat berdampak pada penerbangan. Di antaranya, *bird strike* yang dapat terjadi pada saat pesawat sedang lepas landas, penerbangan di ketinggian rendah pun membuat penerbangan menjadi tidak aman, tidak hanya menyebabkan kerusakan struktur pada pesawat terbang tetapi bisa membuat jatuhnya pesawat dan menimbulkan korban jiwa pada kasus-kasus terparah. Oleh karena itu, perlu untuk mengembangkan demonstrasi keselamatan yang andal tentang *bird strike* pada fase awal pengembangan pesawat. Selain FAR dan EASA, peraturan kelaikan udara setempat menetapkannya sebagai klausul wajib untuk kelaikan udara.

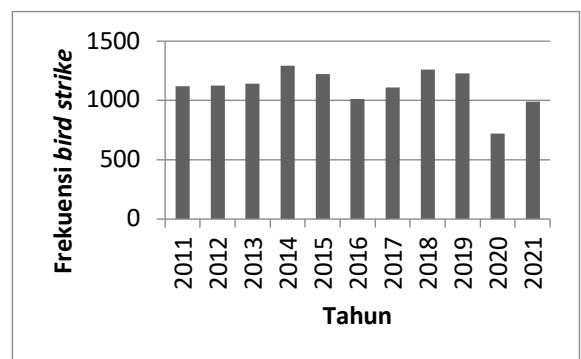
Bird strike dapat berdampak parah pada keselamatan pesawat terbang dengan kecepatan tinggi. Sesuai dengan CFR25.571 diharuskan untuk mengamankan integritas struktural dan modifikasi keselamatan pesawat untuk serangan terhadap *radome*. Berdasarkan *Code of Federal Regulations* (CFR) subbagian 23.571, *Airframe* dan struktur pendukungnya harus mampu menahan (tanpa penetrasi) tumbukan dari burung bermassa 4 pon (1,82 kg) ketika kecepatan (relatif terhadap burung sepanjang jalur penerbangan) *flap approach* maksimum^[1].

Berdasarkan data statistik, dilaporkan terdapat 992 kejadian *bird strike* pada *radome* yang mengakibatkan kerusakan pesawat pada tahun 2021. Statistik *bird strike* yang dilaporkan dalam sepuluh tahun terakhir ditunjukkan dalam grafik pada **Gambar 1.1**^[2].

Secara umum yang dimaksud tabrak burung adalah terjadinya

kontak antara kendaraan yang bergerak (biasanya pesawat) dan makhluk hidup lain (biasanya burung atau kelelawar) atau sekumpulan burung yang dapat mengganggu atau bahkan mengakibatkan berlubangnya lapisan kulit pesawat serta struktur lainnya pada pesawat. Beberapa kasus yang terjadi di dunia perihal tabrak burung:

- 30 Maret 2021 pesawat Delta Airlines jenis Boeing 757-200 dengan registrasi N651DL mengalami *bird strike* di *radome* saat pesawat sedang *climb* ke 40.788 kaki dari bandara Salt Lake City International Airport, Terlapor perlu nya penggantian pada *radome* dengan *Total Cost* \$4.165.000,00^[2].
- 11 November 2021 pesawat Aero Mexico jenis Boeing 737-800 dengan registrasi XA-AMB mengalami *bird strike* pada *radome* saat melakukan *approach* di bandara Sacramento International Airport pada ketinggian 38.695 kaki. Terlapor pesawat mengalami kerusakan struktur pada *radome*^[2].



Gambar 1.1 Laporan bird strike pada radome mulai tahun 2011 sampai 2021^[2].

II. LANDASAN TEORI

2.1. Hidrodinamika

Respon proyektil selama tumbukan dibagi menjadi lima kategori berdasarkan kecepatannya, yaitu

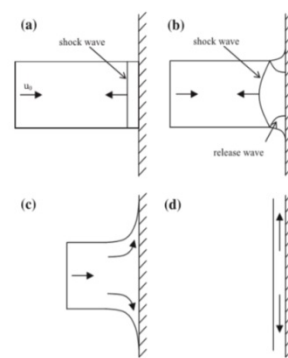
elastis, plastis, hidrodinamika, sonik, dan ledakan. Pada tumbukan elastis, tegangan pada proyektil memiliki nilai di bawah tegangan luluh (*yield stress*). Ketika kecepatan tumbukan meningkat, tegangan pada proyektil melebihi nilai tegangan luluh sehingga menyebabkan deformasi plastis. Pada kedua tumbukan tersebut, properti elastisitas dari material digunakan untuk menentukan perilaku proyektil. Semakin meningkatnya kecepatan, tegangan pada proyektil jauh melebihi nilai tegangan luluh yang menyebabkan respon aliran seperti fluida atau hidrodinamika sehingga properti untuk menentukan perilaku proyektil bukan lagi elastisitas, melainkan rasio densitas sebelum dan sesudah tumbukan^[3].

Pada tumbukan hidrodinamika, kekuatan dan viskositas dari material proyektil diabaikan^[5]. Hal ini berhubungan dengan perilaku burung yang dianggap sebagai material lunak ketika mengalami tumbukan dengan pesawat berkecepatan tinggi. Oleh karena itu, hidrodinamika dapat digunakan untuk menggambarkan perilaku burung ketika mengalami tumbukan dengan kecepatan tinggi.

Perilaku tumbukan pada fenomena *bird strike* terdiri dari empat fase utama, yaitu (a) *shock regime*, (b) *release regime*, (c) *steady flow regime*, dan (d) *impact termination* yang ditampilkan pada **Gambar 2.1**^[3]. *Shock regime* adalah fase ketika gelombang kompresi terbentuk dan menyebar ke bagian belakang material burung. *Release regime* adalah fase ketika partikel burung yang berada di sekitar area tumbukan menyebar secara radial. *Steady flow regime* adalah fase ketika partikel burung mengalir secara *streamline*. *Impact termination* adalah fase ketika semua partikel burung mencapai permukaan target dan tekanan menurun sampai nol^[4].

2.2. Struktur Sandwich

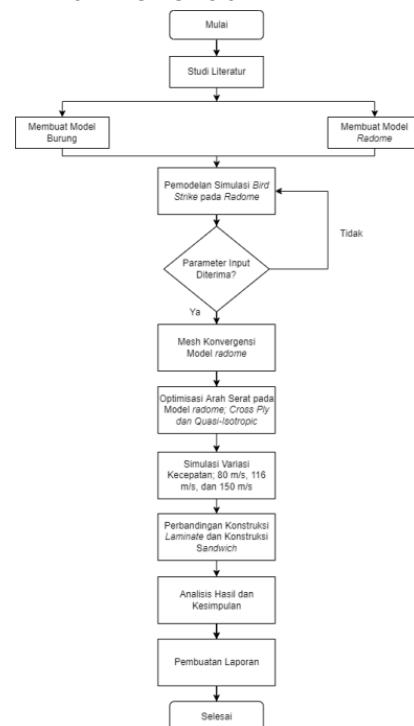
Di antara semua kemungkinan dalam struktur komposit, ide struktur sandwich menjadi semakin populer karena pengembangan manusia membuat bahan seluler sebagai *core* struktur *sandwich* terdiri dari sepasang tipis kulit wajah yang kuat, menghadap atau menutupi inti yang tebal, ringan untuk dipisahkan kulit dan membawa beban dari satu kulit ke kulit lain dan lapisan perekat yang mampu mentransmisikan bahan geser dan aksial ke dan dari inti gambar.



Gambar 2.1 Ilustrasi tumbukan pada material lunak terhadap dinding kaku^[5].

III. METODE PENELITIAN

3.1. Alur Penelitian



Gambar 3.1 Diagram alir penelitian. Keterangan alur penelitian:

1. Melakukan studi literatur dari beberapa jurnal tentang *bird strike* dan *sandwich composite*.
2. Membuat model burung dan model *radome* di aplikasi *Solidworks CAD*.
3. Memodelkan simulasi *bird strike* pada *radome* di aplikasi *Abaqus CAE*.
4. Melakukan mesh konvergensi pada model *radome*.
5. Melakukan optimisasi arah serat pada model *radome*; *Cross ply* dan *Quasi – Isotropic*.
6. Melakukan simulasi variasi kecepatan; 80 m/s, 116 m/s, dan 150 m/s.
7. Melakukan perbandingan konstruksi *laminat* dan konstruksi *Sandwich*.
8. Analisis hasil dan kesimpulan.
9. Pembuatan laporan.
10. Selesai.

3.2. Mesh Konvergensi

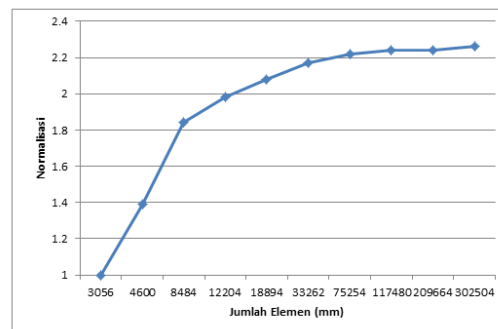
Mesh konvergensi bertujuan untuk memastikan bahwa simulasi memiliki hasil solusi yang akurat. *coarse mesh* dapat memberikan hasil yang tidak akurat sehingga disarankan menggunakan *fine mesh*. Akan tetapi, spesifikasi computer untuk melakukan komputasi akan meningkat ketika *mesh* dibuat *fine*. Namun, hal ini dapat diatasi dengan melakukan *fine mesh* hanya pada area tertentu, Perbedaan ukuran *mesh* per elemen untuk model *radome* ditampilkan pada **Tabel 3.1**.

Tabel 3.1 Perpindahan maksimum untuk perbedaan ukuran mesh *radome*.

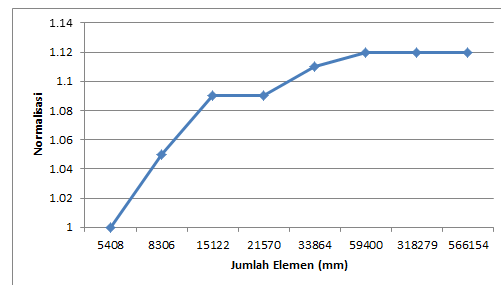
Ukuran mesh per elemen	Jumlah elemen	Perpindahan maksimum	
		U	Normalisasi
50	3056	294.319	1,00
40	4600	409.801	1,39
30	8484	543.186	1,84
25	12204	582.763	1,98

20	18894	613.34	2,08
15	33262	639.709	2,17
10	75254	655.639	2,22
8	117480	660.305	2,24
6	209664	661.8	2,24
5	302504	665.192	2,26

Berdasarkan **Gambar 3.2** dan **Gambar 3.3**, ukuran *mesh* pada *skin radome* per elemen 10 – 5 mm menghasilkan nilai yang konvergen. Untuk memberikan informasi yang lebih mudah dipahami. **Tabel 3.1** menampilkan nilai perpindahan maksimum yang telah dinormalisasikan terhadap ukuran *mesh* per elemen 50 (*course mesh*).



Gambar 3.2 Mesh konvergensi pada model *skin radome*.

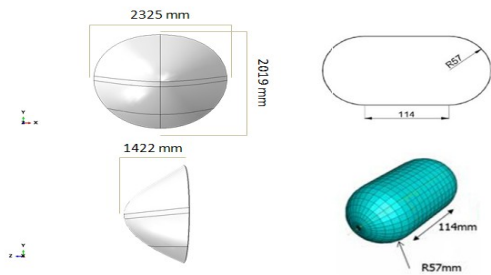


Gambar 3.3 Mesh konvergensi pada model inti (*foam*) *radome*.

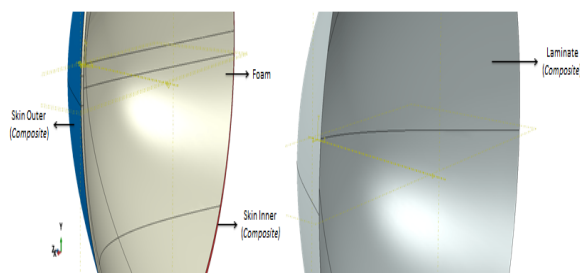
3.3. Geometri

Model burung memiliki bentuk kapsul yang ditampilkan berdasarkan massa seperti pada **Gambar 3.4**. Bentuk tersebut dipilih berdasarkan eksperimen Effect Bird Strike pada leading edge yang telah melakukan eksperimen *bird strike* terhadap

struktur *sandwich*. Model burung menggunakan elemen tiga dimensi (3D).



Gambar 3.4 Spesifikasi geometri model burung dan *radome*.



Gambar 3.5 konstruksi *sandwich*, konstruksi *laminat*.

Geometri *radome* ditampilkan pada **Gambar 3.5** yang dimodelkan dengan elemen 3D dan *deformable*. *Radome* dibuat dengan ketebalan 9 mm. Hal ini dimaksudkan untuk memperoleh desain optimal yang memenuhi persyaratan regulasi (CFR 25).

3.4. Properti Material

Material model *radome* adalah karbon-epoksi dan *foam*. Mekanika properti tersebut telah dipelajari secara luas oleh beberapa literatur. Adapun nilai mekanika properti dari burung ditampilkan pada **Tabel 3.2**.

Tabel 3.2 Mekanika properti material burung^[6].

Density (kg/m ³)	Shear Modulus (MPa)	Elastic Strain	Yield Stress (MPa)
938	10	0,01	0.1

Bahan *radome* terdiri dari komposit *laminat* karbon-epoksi (karbon adalah serat dan epoksi

adalah matriks) pada bagian *skin* dan aluminium pada struktur inti (*foam*). Properti bahan komposit karbon-epoksi ditunjukkan pada **Tabel 3.3**.

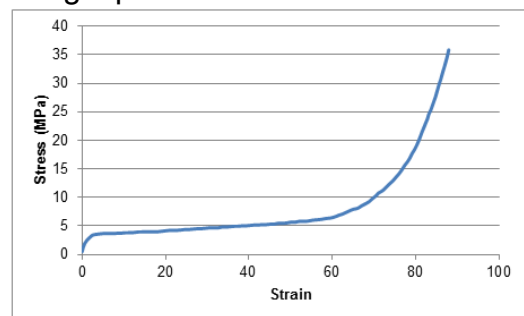
Tabel 3.3 Material properti komposit serat karbon-epoksi^[7].

Parameter	Nilai
Longitudinal Young's Modulus	135 GPa
Transverse Young's Modulus	10 GPa
Poisson's ratio	0.3
Shear Modulus	5.0 GPa
Longitudinal Tensile Strength	1.500 MPa
Transverse Tensile Strength	50 MPa
Longitudinal Compressive Strength	1.200 MPa
Transverse Compressive Strength	250 MPa
Shear Strength	70 MPa

Tabel 3.4 Material properti *foam*^[8].

Parameter	Nilai
Density	440 kg/m ³
Young's Modulus	4.03 MPa
Poisson's Ratio	0.3

Pendefinisian material *foam* juga membutuhkan sifat pengerasan (*hardening*) yang datanya diekstrak dari **Gambar 3.6**. Sama seperti *skin* komposit, struktur inti (*core*) dikaji secara makro-mekanik, yaitu struktur sel *foam* tidak dimodelkan. Dengan kata lain, *foam* hanya dimodelkan sebagai part *solid*.



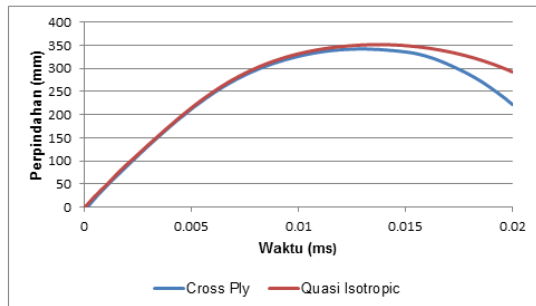
Gambar 3.6 Kurva tegangan regangan material *foam*^[8].

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Pengaruh *Layup* atau Orientasi Serat

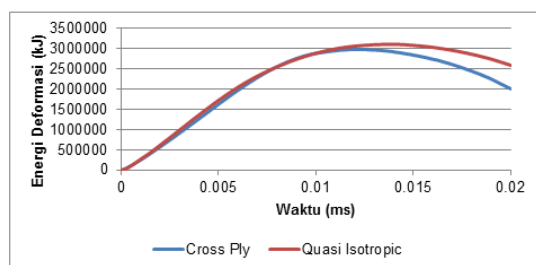
Gambar 4.1 menunjukkan dua *layup* terdiri dari orientasi *cross* [0/90/0/90]_s dan *quasi-isotropic* [0/+45/-45/90]_s. menunjukkan perpindahan pada pusat tabrakan di

struktur *radome* selama simulasi. Terlihat bahwa perpindahan maksimum yang tertinggi terjadi pada orientasi *quasi-isotropic* yaitu 351.728 mm, sedangkan perpindahan maksimum yang terendah terjadi pada *radome* dengan orientasi *cross ply* yaitu 342.340 mm. Dengan kata lain, orientasi *cross ply* dapat dikatakan 0.97% lebih kaku dibandingkan orientasi *quasi-isotropic*.



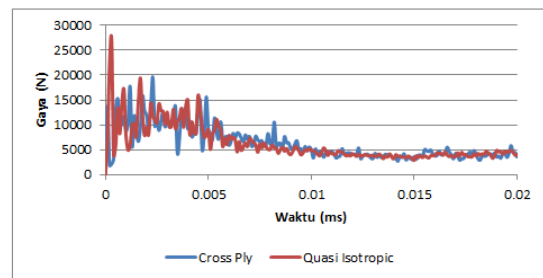
Gambar 4.1 Perpindahan terhadap waktu untuk perbedaan orientasi serat.

Gambar 4.2 menunjukkan penyerapan energi untuk masing-masing konstruksi menggunakan perbedaan orientasi serat komposit. Energi deformasi tertinggi terjadi pada konstruksi *laminat* dengan orientasi *quasi-isotropic*, sedangkan energi deformasi terendah terjadi pada konstruksi *laminat* dengan orientasi *cross ply*. Ini membuktikan bahwa penyerapan energi berkaitan dengan perpindahan struktur selama simulasi tabrakan. Dengan kata lain, orientasi *cross ply* memiliki kekakuan yang lebih tinggi dibandingkan orientasi *quasi-isotropic*

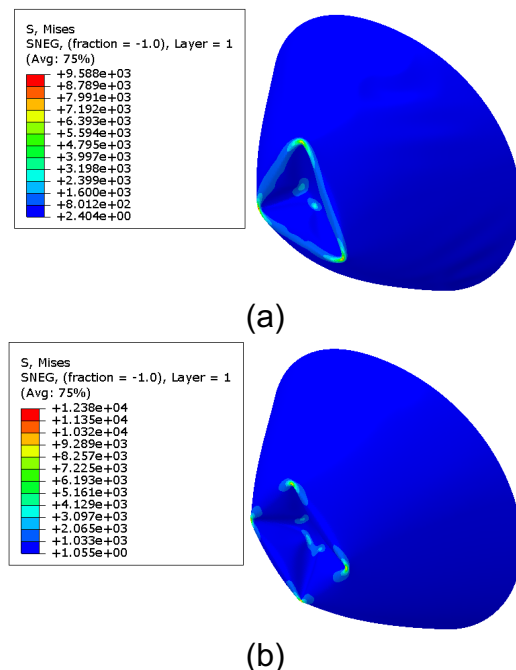


Gambar 4.2 Energi deformasi pada radome untuk perbedaan orientasi serat.

Gambar 4.3 menunjukkan gaya kontak pada struktur *radome* dengan perbedaan orientasi serat komposit. Terlihat bahwa gaya kontak pada *radome* yang menggunakan orientasi *quasi-isotropic* memiliki gaya yang besar dibandingkan orientasi *cross ply*. Ini menunjukkan bahwa struktur *radome* menggunakan orientasi *cross ply* lebih kaku dibandingkan struktur dengan orientasi *quasi-isotropic*. Pada hasil simulasi di atas bahwa *radome* menggunakan struktur dengan orientasi *cross ply* mampu menurunkan gaya kontak ketika terjadi tabrakan.



Gambar 4.3 Gaya kontak pada radome untuk perbedaan orientasi serat.

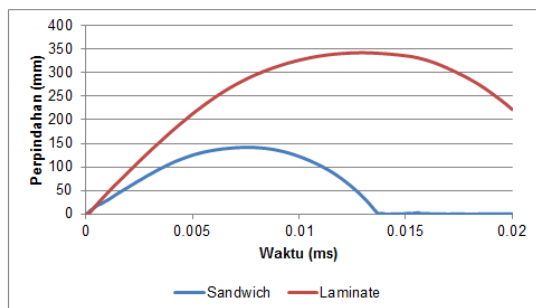


Gambar 4.4 Distribusi tegangan pada radome dengan konstruksi arah serat (a) *cross*, dan (b) *quasi-isotropic*.

Gambar 4.4 menunjukkan pada struktur *radome* tegangan dengan perbedaan orientasi serat komposit. Terlihat bahwa tegangan maksimum pada orientasi serat *quasi-isotropic* lebih tinggi dibandingkan orientasi serat *cross* dengan nilai masing-masing sebesar 9588.26 MPa, dan 123842 MPa. Ini menunjukkan bahwa orientasi serat *cross* lebih kaku dibandingkan orientasi serat *quasi-isotropic*, dan distribusi tegangan pada *radome* untuk orientasi serat *cross* lebih kecil dibandingkan orientasi *quasi-isotropic*.

4.2. Pengaruh Konstruksi Komposit Sandwich

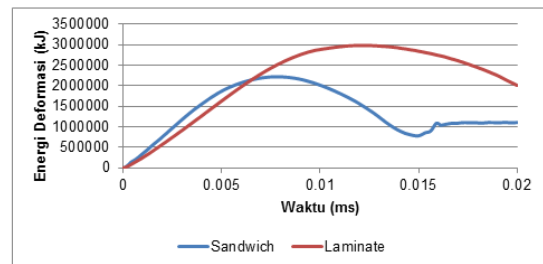
Seperti ditunjukkan pada **Gambar 4.5**, perpindahan maksimum tertinggi terjadi pada *radome* dengan konstruksi *laminat*. Meskipun demikian, ketika *radome* ditambah struktur inti (konstruksi *sandwich*), deformasi maksimum berkurang signifikan. Ini membuktikan bahwa dengan menambahkan struktur inti pada dua *skin* komposit dapat meningkatkan kekakuan dari komponen. Diperoleh bahwa struktur *sandwich* jauh lebih kaku dibandingkan konstruksi *radome* dengan konstruksi *laminat*.



Gambar 4.5 Perpindahan untuk perbedaan konstruksi struktur *radome*.

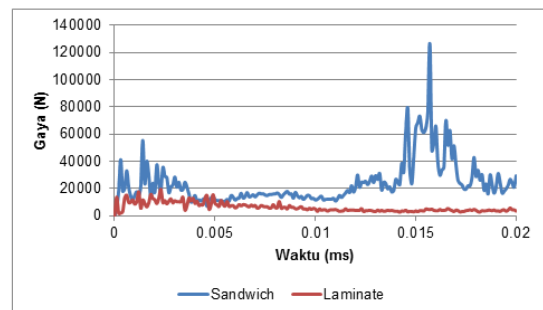
Gambar 4.6 menunjukkan energi yang diserap oleh struktur *radome*. Total energi yang diserap oleh struktur *sandwich* jauh berbeda dengan struktur *laminat*. Penyerapan energi

pada *radome* dengan konstruksi *laminat* (ketebalan 2,00 mm) dan konstruksi *sandwich* memiliki perbedaan yang signifikan. Namun, struktur *laminat* mempunyai penyerapan energi lebih besar dibandingkan dengan konstruksi *sandwich*. Sebagai catatan, penyerapan energi seperti pada **Gambar 4.7** berbanding lurus dengan perpindahan struktur *radome* yang terjadi selama tabrakan.



Gambar 4.6 Energi yang diserap *radome* dengan perbedaan konstruksi.

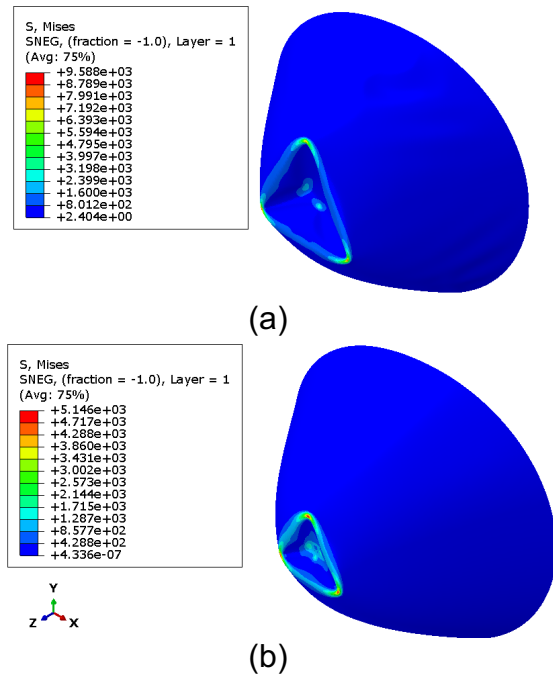
Gambar 4.7 menunjukkan gaya kontak pada *radome* dengan konstruksi *laminat* dan *sandwich*. Terlihat bahwa gaya kontak maksimum untuk konstruksi *sandwich* lebih tinggi dibandingkan konstruksi *laminat*. Lokasi gaya puncak pun berbeda. Pada konstruksi yang lebih kaku, gaya maksimum terjadi pada awal tabrakan, begitu sebaliknya.



Gambar 4.7 Gaya kontak pada *radome* untuk perbedaan konstruksi.

Gambar 4.8 menunjukkan tegangan pada *radome* untuk perbedaan konstruksi. Tegangan pada konstruksi *laminat* memiliki nilai yang lebih tinggi yaitu 9588.26 MPa

dibandingkan dengan konstruksi *sandwich* yaitu 5146.11 MPa. Terlihat bahwa tegangan pada konstruksi *sandwich* lebih rendah dibandingkan konstruksi *laminat*. Ini menunjukkan konstruksi *sandwich* lebih kaku dibandingkan konstruksi *laminat*.



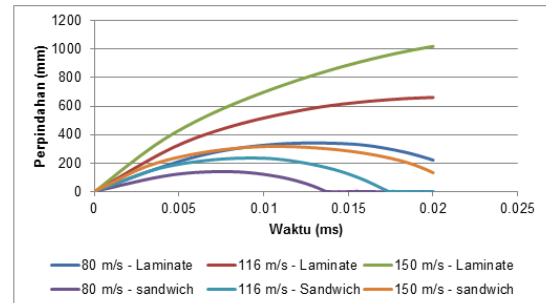
Gambar 4.8 Distribusi tegangan pada radome dengan konstruksi (a) Laminat, dan (b) Sandwich.

4.3. Simulasi untuk Variasi Kecepatan Tumbukan

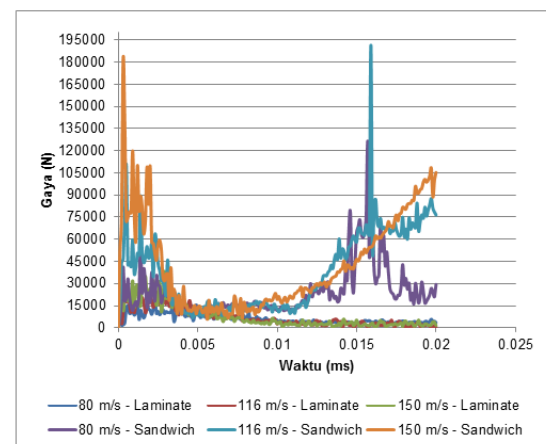
Gambar 4.9 menunjukkan perbandingan perpindahan tabrak burung dengan variasi kecepatan menggunakan konstruksi *laminat* dan *sandwich*. Apabila dibandingkan dengan kecepatan yang sama, konstruksi *laminat* mengalami perpindahan yang cukup tinggi, dengan konstruksi *sandwich* perpindahan dapat diturunkan secara signifikan.

Gambar 4.10 menampilkan gaya tumbukan untuk variasi kecepatan dengan konstruksi *laminat* dan *sandwich*. Gaya puncak (*peak force*) meningkat seiring peningkatan kecepatan. Gaya maksimum pada kedua konstruksi terjadi pada waktu

yang berbeda. Namun, kedua simulasi tersebut menunjukkan bahwa gaya maksimum terjadi ketika burung telah mengalami kontak secara keseluruhan dengan *radome* dan kemudian mengalir menjauhi *radome*.

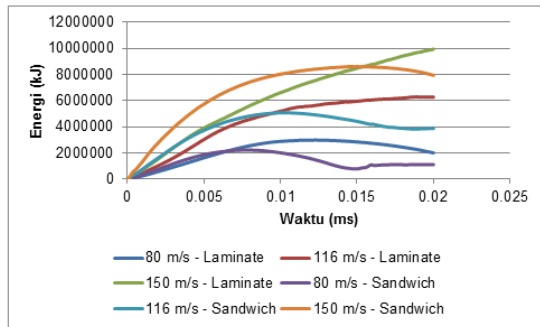


Gambar 4.9 Perpindahan terhadap waktu pada konstruksi Laminat dan konstruksi sandwich untuk variasi kecepatan tabrak burung.



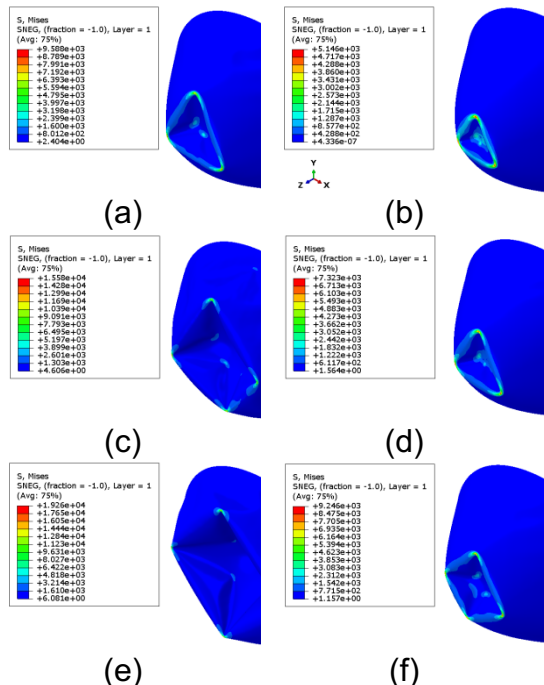
Gambar 4.10 Gaya tumbukan terhadap waktu pada konstruksi laminat dan konstruksi sandwich untuk variasi kecepatan tabrak burung.

Berdasarkan **Gambar 4.11**, penyerapan energi meningkat seiring meningkatnya kecepatan. Nilai internal energi pada kedua konstruksi tersebut tidak jauh signifikan. Sementara pola kurva energi pada kecepatan 150 m/s di kedua konstruksi jauh lebih besar daripada kecepatan 80 m/s dan 116 m/s karena deformasi yang terjadi lebih besar.



Gambar 4.11 Energi internal radome untuk variasi kecepatan dengan konstruksi *laminat* dan *sandwich*.

Gambar 4.12 ditampilkan distribusi tegangan yang semakin luas seiring meningkatnya kecepatan tumbukan. Pada semua kecepatan (80, 116, 150 m/s), nilai tegangan pada konstruksi *laminat* berturut-turut adalah 9588.26, 15581.1, dan 19255.2 MPa. Dan pada konstruksi *sandwich* yaitu 5146.11, 7323,27, dan 9246.03 MPa.



Gambar 4.12 Distribusi tegangan pada radome untuk variasi kecepatan; (a) *Laminat* 80 m/s, (b) *Sandwich* 80 m/s, (c) *Laminat* 116 m/s, (d) *Sandwich* 116 m/s, (e) *Laminat* 150 m/s, dan (f) *Sandwich* 150 m/s.

4.4. Perbandingan Konstruksi *Laminat dan Sandwich*

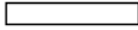
Perbedaan konstruksi struktur *radome* memberikan respon tabrakan yang bervariasi. **Tabel 4.1** menunjukkan nilai perpindahan dan tegangan untuk masing-masing konstruksi struktur *radome*. Seperti telah dijelaskan pada bagian Subbab sebelumnya bahwa konstruksi *sandwich* mampu memberikan performa yang lebih baik dibandingkan konstruksi *laminat*. Selain itu, konstruksi *sandwich* juga memberikan performa yang lebih baik dibandingkan konstruksi *laminat*. Nilai dari masing-masing orientasi kemudian di rata-rata untuk keperluan perbandingan pada **Tabel 4.2**.

Tabel 4.1 Perbandingan hasil simulasi dari perbedaan konstruksi *radome*.

Parameter	Laminat (ketebalan 2 mm)	Sandwich (ketebalan 9 mm)
	Cross	Cross
Perpindahan (mm)	342.340	141.705
Tegangan (MPa)	9588.26	5146.11

Perbandingan respon tabrakan terhadap performa konstruksi struktur berdasarkan nilai rata-rata ditunjukkan pada **Tabel 4.2**. Kekakuan relatif diperoleh dari perbandingan (rasio). Terlihat bahwa kekakuan dan kekuatan struktur *radome* meningkat sebesar masing-masing 2.41 dan 1.86 kali. Dengan demikian, diperoleh bahwa konstruksi *sandwich* pada struktur *radome* dapat memberikan keuntungan terhadap respon tabrakan akibat *radome*.

Tabel 4.2 Perbandingan hasil dari perbedaan konstruksi radome berdasarkan nilai rata-rata.

Parameter	Laminate (ketebalan 2 mm)	Sandwich (ketebalan 9 mm)
		
Kekakuan relatif (%)	100	2.415 (2.41 kali lebih kaku)
Kekuatan relatif (%)	100	1.863 (1.86 kali lebih kuat)

V. PENUTUP

5.1. Kesimpulan

Berdasarkan studi kasus tentang orientasi serat komposit, konstruksi *sandwich*, dan variasi kecepatan bird strike pada konstruksi *laminat* dan *sandwich*, diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

1. Perpindahan paling besar terjadi pada *radome* konstruksi *laminat* dengan arah orientasi *quasi-isotropic* senilai 994.28 mm. Pada konstruksi *sandwich*, perpindahan lebih kecil dibandingkan konstruksi *laminat* dengan arah orientasi *cross* yaitu 141.705 mm. Ini menunjukkan bahwa kekakuan dan kekuatan yang lebih baik dibandingkan dengan konstruksi *laminat*.
2. Struktur *radome* dengan konstruksi *sandwich* menggunakan arah orientasi serat *cross ply* meningkatkan 2.41% ketahanan dari tabrak burung. Orientasi *cross ply* 0.97% lebih kaku dibandingkan dengan orientasi *quasi-isotropic*.

5.2. Saran

Untuk penelitian selanjutnya, diharapkan mampu melakukan beberapa hal sebagai berikut:

1. Melakukan simulasi numerik dengan variasi sudut tabrakan.
2. Melakukan simulasi numerik dengan perbedaan ketebalan komposit dan struktur inti (*foam*).

3. Memodelkan simulasi dengan kriteria kegagalan Tsai-Hill.

DAFTAR PUSTAKA

1. Federal Aviation Administration, 2021, *FAA eCFR Database*, <https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-C/part-25?toc=1>. Diakses pada tanggal 26 Oktober 2021.
2. Federal Aviation Administration, 2022, *FAA Wildlife Strike Database*, <https://wildlife.faa.gov/home>, diakses pada tanggal 20 Agustus 2022
3. Wilbeck, J. S., 1978, *Impact Behavior of Low Strength Projectiles*, *Technical Reports AFML-TR-77-134*, Air Force Materials Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Systems Command, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio.
4. Hedayati, R., Mojtaba, S., Y., 2016, *Bird Strike An Experimental, Theoretical, and Numerical Investigation*, Woodhead Publishing, UK.
5. Heimbs, S., 2011, *Computational Methods for Bird Strike Simulations: A review*, *Computers and structures*, No. 23, Vol. 89, 2093-2112.
6. Dassault Systems, 2011, *A Strategy for Bird Strike Simulation Using Abaqus-Explicit*, SIMULIA.
7. Zhu, S., Tong, M., Wang, Y., 2009, *Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact*, *Proceeding of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs, California, USA.

8. Emami, S., 2018, Development of Probabilistic Models for Long Term Reliability of *Sandwich* Composites in Saline Freeze, *Dissertation*, School of Engineering, University of Dayton.