

Analisis Respon Dinamik *Windshield* Pesawat Komuter 19 Penumpang Terhadap Fenomena *Bird Strike* Menggunakan Metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL)

Pangihutan Tambunan^{*1}, Budi Aji Warsiyanto², Endah Yuniarti³, Rizky Fitriansyah⁴

¹²³Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Dirgantara Maresekal Suryadarma

⁴Badan Riset dan Inovasi Nasional, Indonesia

*Corresponding Author: pangihutan2805@gmail.com

Abstrak – Fenomena tabrak burung sering terjadi pada saat operasi pesawat terbang yang menyebabkan kerusakan fatal pada struktur pesawat dan mengancam keselamatan operasi penerbangan. Kerusakan struktur pesawat dapat menyebabkan kecelakaan dan korban jiwa. Untuk menunjang keselamatan penumpang pesawat terbang, setiap komponen pada pesawat harus lulus uji. *Windshield* merupakan komponen yang harus diuji untuk memenuhi persyaratan sertifikasi pada kasus *bird strike* berdasarkan regulasi keselamatan penerbangan sipil atau *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR) subbagian 23.775. Tujuan tugas akhir ini adalah untuk mengetahui respon dinamik *windshield* terhadap variasi parameter tumbukan dan kegagalan material *windshield*. Pada simulasi ini, bentuk material dari burung menggunakan jenis EOS Tabular dan material *windshield* menggunakan polimetil metakrilat. Untuk pemodelan *windshield* dan burung menggunakan metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL). Pada variasi kecepatan, parameter tumbukan yang menyebabkan respon dinamik *windshield* berupa deformasi elastis, plastis, kegagalan paling besar terjadi pada kecepatan 80 m/s dan pada variasi sudut, kegagalan paling besar terjadi pada sudut tumbukan -15° . Area lubang baut bagian atas lebih rentan terjadi kegagalan material dikarenakan adanya konsentrasi tegangan.

Kata kunci: *Bird strike*, *Windshield*, Respon dinamik, *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR), Metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL)

I. PENDAHULUAN

Fenomena tabrak burung sering terjadi pada saat operasi pesawat terbang yang menyebabkan kerusakan fatal pada struktur pesawat dan mengancam keselamatan operasi penerbangan. Kerusakan struktur pesawat dapat menyebabkan kecelakaan dan korban jiwa. Kerusakan atau kegagalan struktur akibat fenomena tabrak burung rentan terjadi pada permukaan luar struktur pesawat. Meskipun permukaan luar struktur pesawat seperti *windshield*, *window frame*, *radome*, *fuselage panels*, *engine inlet*, *fan blades*, dan *wing/empennage leading edge* juga berpotensi mengalami serangan dari objek lain atau *Foreign Object Damage* (FOD), tetapi 90% kerusakan disebabkan oleh *bird strike*^[1]. Berdasarkan data dari

Federal Aviation Administration (FAA), terhitung sejak tahun 2015 sampai 5 Januari 2021 telah terjadi fenomena *bird strike* lebih dari 87177 kali. *Bird strike* sering terjadi pada ketinggian kurang dari 3000 kaki (914,4 meter) dengan persentase 95%^[2].

Oleh karena itu, otoritas penerbangan mengisyaratkan bahwa semua komponen pesawat yang menghadap ke depan harus membuktikan ketahanan terhadap serangan burung dalam uji sertifikasi sebelum digunakan. Berdasarkan CASR subbagian 23.775, *windshield* (berhadapan langsung di depan pilot pada kondisi normal dalam pelaksanaan tugas) dan struktur pendukungnya harus mampu menahan (tanpa penetrasi) tumbukan dari burung bermassa 2 pon (0,91 kg) ketika kecepatan

(relatif terhadap burung sepanjang jalur penerbangan) *flap approach* maksimum^[3].

Eksperimen merupakan salah satu metode yang digunakan untuk menganalisis *bird strike* secara realistis. Namun, metode ini kurang efektif (tidak dapat memberikan hasil yang berulang karena perbedaan jenis burung) dan efisien (memerlukan waktu dan biaya dalam proses pembuatan target). Pada tahun 1970, ditemukan metode yang lebih efektif dan efisien, yaitu menggunakan aplikasi perangkat lunak numerik^[1]. Meskipun demikian, eksperimen tetap diperlukan untuk melakukan validasi metode numerik.

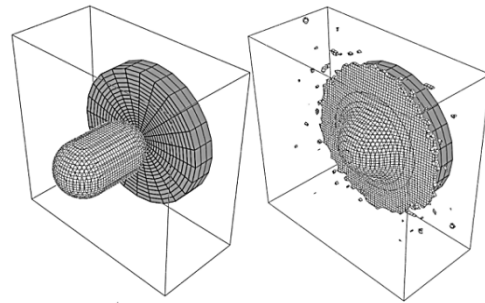
Penelitian respon dinamik *windshield* pesawat N219 terhadap fenomena *bird strike* juga telah dilakukan oleh Warsyanto, B.A.^[4], dengan menggunakan metode *smoothed particle hydrodynamics* (SPH) dan model burung berbentuk silinder, Laksono, A.^[5], menggunakan metode *lagrangian* dengan penambahan gasket.

Pada tugas akhir ini, simulasi *bird strike* dilakukan untuk mengetahui respon dinamik *windshield* berdasarkan variasi sudut dan kecepatan tumbukan. Simulasi dilakukan dengan metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL) menggunakan perangkat lunak elemen hingga atau *Computer-Aided Engineering* (CAE) Abaqus.

II. PEMODELAN NUMERIK

2.1 Metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL)

Coupled Eulerian-Lagrangian (CEL) adalah metode pendekatan yang melibatkan ruang volume sebagai area untuk aliran suatu material. Ukuran ruang volume atau domain harus cukup besar untuk mencegah hilangnya material selama analisis. Hilangnya material menyebabkan hilangnya energi kinetik^[6]. Dalam pemodelan CEL, material burung dimodelkan sebagai eulerian, sedangkan material target dimodelkan menggunakan metode lagrangian. Pemodelan tersebut dikenal dengan istilah *coupled eulerian-lagrangian* (CEL).



Gambar 1 Metode *Coupled Eulerian-Lagrangian* (CEL)^[7]

2.2 Material Model Burung

Pemodelan perilaku burung tergantung pada banyak parameter, seperti umur burung, jenis kelamin, spesies, dan lain-lain. Material model burung memiliki sifat *isotropic elastic plastic hydrodynamics* (IEPH) karena berperilaku elastis-plastis pada tekanan rendah dan hidrodinamika pada tekanan tinggi. *Equation of State* (EOS) biasanya digunakan dalam hidrodinamika yang menggambarkan hubungan tekanan terhadap rasio densitas. EOS adalah persamaan yang menghubungkan antara variabel material fluida, seperti suhu, tekanan, densitas, regangan, dan energi internal^[8].

Struktur anatomi burung asli memiliki porositas (rongga internal) seperti tulang, paru-paru, dan kantung udara sehingga mengurangi nilai densitas. Efek dari porositas tersebut densitas rata-rata yang digunakan pada kisaran 900-950 kg/m³ tanpa bulu. Menurut referensi [9], porositas memiliki nilai 10-15% dari keseluruhan volume burung tanpa mempertimbangkan bulu dan kulit.

Untuk pemodelan *bird strike*, EOS yang dapat digunakan terdiri dari *tabular* dan Mie-Grüneisen (U_S-U_P)^[1]. EOS *tabular* menjelaskan hubungan antara tekanan puncak dan rasio densitas, sedangkan EOS Mie-Grüneisen menjelaskan hubungan antara kecepatan kejut (u_s) dan partikel (u_p). Berdasarkan referensi [10], disarankan untuk menggunakan EOS *tabular*.

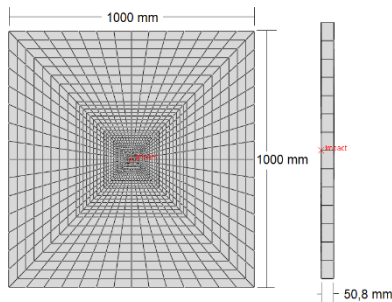
Tabel 1 Properti material burung^[10]

Densitas [kg/m ³] (Porositas)	Modulus geser [Mpa]	Regangan elastis	Tegangan luluh [Mpa]	Tegangan hidrostatik [Mpa]
938 (0%)	10	0,01	0,1	2,75

Tabel 2 Properti material polimetil metakrilat^[11]

Densitas (kg/m ³)	Modulus Young's (GPa)	Rasio Poisson's	Tegangan luluh (MPa)	Tegangan maksimum (MPa)	Regangan gagal
1186	3,2	0,4	68	78	0,067

2.3 Material Windshield



PMMA telah diterapkan secara luas di bidang penerbangan, termasuk kanopi pesawat, *parthole*, dan *windshield*. PMMA adalah salah satu polimer sintetis yang banyak digunakan untuk pembuatan windshield sebagai alternatif kaca. Kegagalan PMMA diprediksi menggunakan kriteria kegagalan regangan utama maksimum (*maximum principle strain failure criterion*). Kegagalan diprediksi ketika salah satu regangan utama (ε_1 atau ε_2) akibat tegangan utama (σ_1 atau σ_2) memiliki nilai sama atau melebihi regangan maksimum yang dirumuskan seperti pada persamaan

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \frac{\sigma_1}{E} - \frac{\nu}{E}(\sigma_2 + \sigma_3) \\ \sigma_1 - \nu(\sigma_2 + \sigma_3) &\leq \sigma_y \\ \varepsilon_{fail} &= \varepsilon_{total} - \frac{\sigma_{total}}{E} \quad ' \sigma > \sigma_y ' \end{aligned} \quad (1)$$

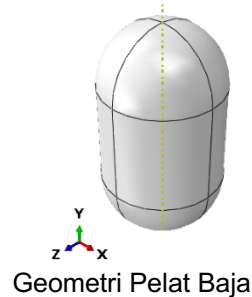
2.4 Validasi Pemodelan Numerik

2.4.1 Model Burung

Untuk melakukan validasi, eksperimen yang dilakukan oleh Wilbeck pada referensi [8] disimulasikan dan kemudian hasilnya dibandingkan. Burung berbentuk kapsul

(*hemispherical-ended cylinder*) dengan panjang 171 mm dan diameter 94 mm. Untuk model pelat baja, berbentuk persegi dengan panjang dan lebar 1000 mm dan dimensi domain yang digunakan adalah 1000 mm x 1000 mm. Burung dimodelkan dengan metode CEL dan ditumbukkan pada pelat baja dengan kecepatan 116 m/s.

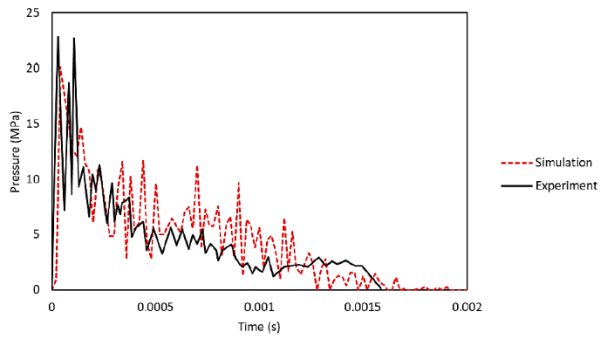
Gambar 2 (a) Geometri Burung dan (b)



Geometri Pelat Baja

Gambar 3, pola kurva metode numerik cenderung menyerupai hasil eksperimen. Terlihat bahwa terjadi tekanan puncak pada awal tumbukan dan kemudian diikuti dengan nilai yang cenderung stabil terhadap waktu. Selain itu, durasi penurunan tekanan juga cenderung sesuai dengan hasil metode eksperimen, yaitu turun mendekati nilai nol.

Berdasarkan hasil simulasi ukuran elemen yang digunakan pada domain adalah 5 mm.



Gambar 3 Perbandingan nilai tekanan untuk metode numerik dan eksperimen

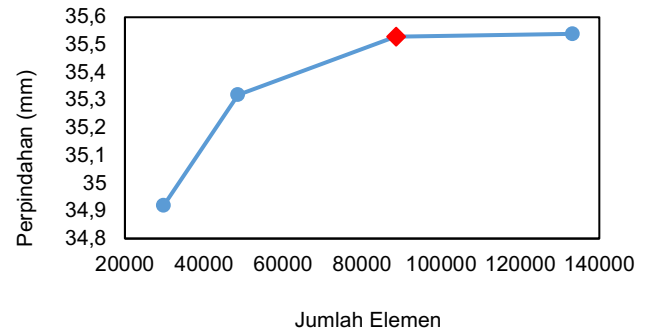
2.4.2 Model Windshield

Untuk memvalidasi model numerik *windshield* dilakukan studi *mesh* konvergensi. *Mesh* konvergensi bertujuan untuk memastikan bahwa simulasi memiliki hasil solusi yang akurat. Berdasarkan referensi [12], *coarse mesh* dapat memberikan hasil yang tidak akurat sehingga disarankan menggunakan *fine mesh*. Akan tetapi, spesifikasi komputer untuk melakukan komputasi akan meningkat ketika *mesh* dibuat *fine*. Pengaruh perbedaan ukuran *mesh* dibandingkan berdasarkan nilai perpindahan maksimum yang dapat dilihat pada **Tabel 3**. Berdasarkan **Gambar 4**, jumlah elemen yang digunakan pada simulasi sebanyak 88498 elemen.

Tabel 3 Perpindahan maksimum *windshield* untuk perbedaan ukuran *mesh*

Jumlah elemen	Perpindahan [mm]
29826	34,92
48584	35,32
88498	35,53
133282	35,54

Untuk memberikan informasi yang lebih mudah dipahami, hasil dari **Tabel 3** dibuat kurva seperti **Gambar 4**. **Gambar 4** menampilkan nilai perpindahan maksimum.

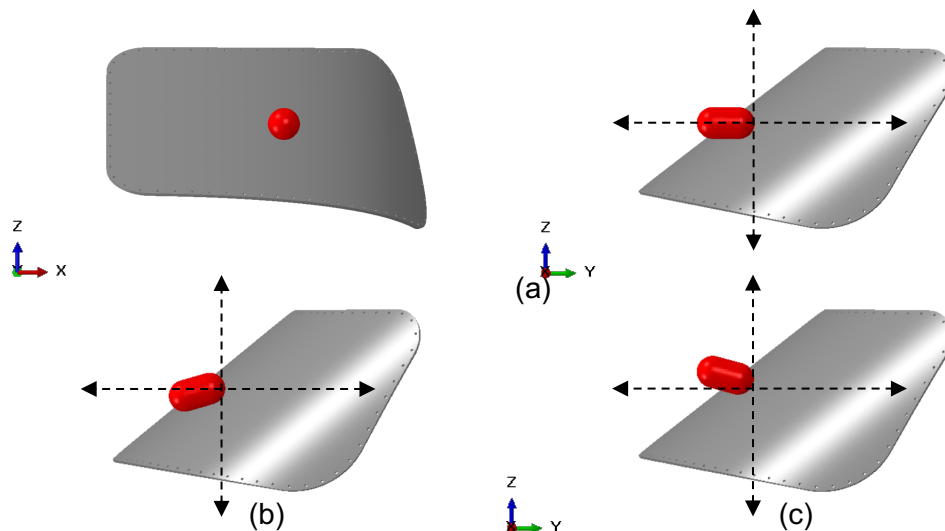


Gambar 4 Hasil konvergensi perbandingan *mesh*

2.5 Set-up Simulasi

2.5.1 Assembly

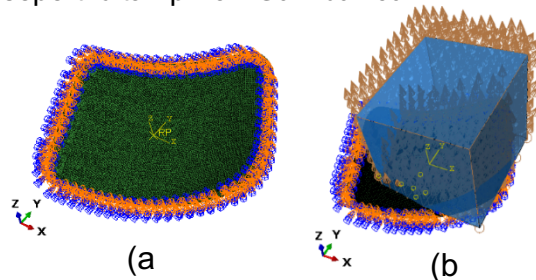
Sudut tumbukan antara model burung dan *windshield* divariasikan dengan nilai 0° , 15° , dan -15° seperti ditampilkan pada **Gambar 5**. Tipe kontak yang digunakan adalah *General contact (Explicit)* karena mewakili keseluruhan model untuk di analisis. Selain itu, tipe tersebut cocok digunakan untuk interaksi dinamik antara partikel (burung) dan elemen (target)^[13].



Gambar 5 Assembly model burung dan windshield untuk variasi sudut tumbukan: (a) 0° , (b) 15° , dan (c) -15°

2.5.2 Pembebanan dan Kondisi Batas

Kecepatan merupakan parameter pembebanan yang diaplikasikan kepada model burung (panah pada **Gambar 6b**). *Predefined field* menjelaskan kecepatan awal model burung terhadap objek tumbukan dengan menggunakan variasi kecepatan 57,34 m/s, 62 m/s, 70 m/s, dan 80 m/s. Kondisi batas diaplikasikan pada tepi windshield dan lubang baut windshield seperti ditampilkan **Gambar 6a**.



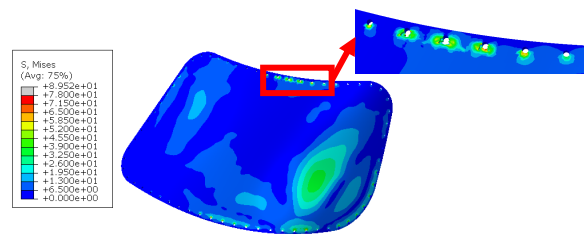
Gambar 6 (a) kondisi batas dan (b) pembebanan pada model windshield

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Simulasi Berdasarkan Set-up Eksperimen

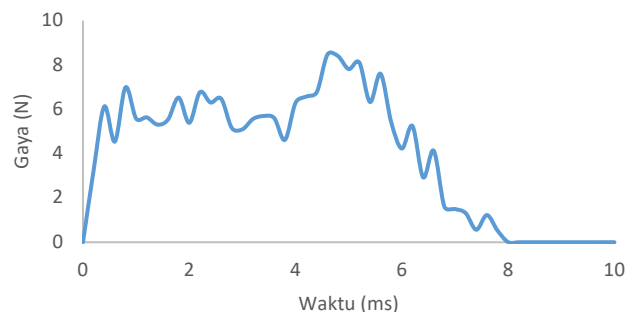
Pada simulasi ini, parameter yang digunakan sesuai dengan regulasi yaitu kecepatan 57,34 m/s, sudut 0° , dan massa burung 0,91 kg. Terlihat pada **Gambar 7**, kerusakan terjadi pada area lubang baut bagian atas. Hal ini dikarenakan arah

tegangan mengalir ke atas sesuai dengan pergerakan material burung.

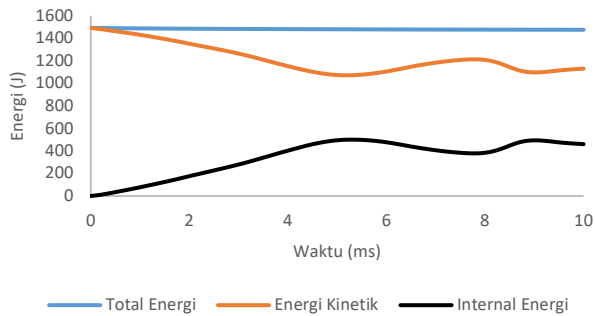


Gambar 7 Aliran tegangan yang terjadi pada windshield

Pada **Gambar 8** tersaji data gaya yang terjadi pada windshield. Kontak antara burung dengan windshield menghasilkan gaya puncak mencapai 8,47 N yang terjadi pada 4,6 ms. Seluruh energi yang bekerja pada simulasi ditampilkan pada **Gambar 9**.

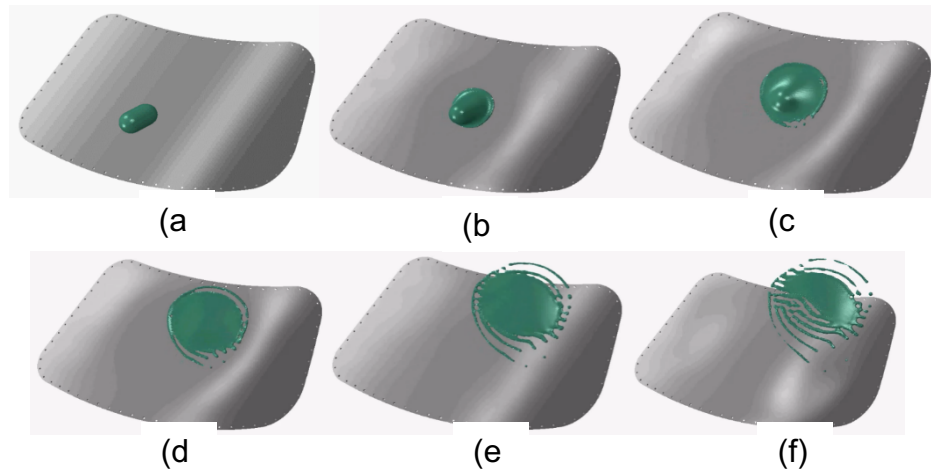


Gambar 8 Gaya yang terjadi pada windshield



Gambar 9 Seluruh energi yang terjadi pada *windshield*

Berdasarkan **Gambar 9**, pada awal tumbukan terjadi penurunan energi kinetik dan peningkatan energi internal. Penurunan energi kinetik disebabkan oleh tumbukan (kontak) antara burung dan *windshield* yang menyebabkan penurunan kecepatan sekaligus massa burung. Peningkatan energi internal disebabkan oleh deformasi elastis, plastis, dan kegagalan.



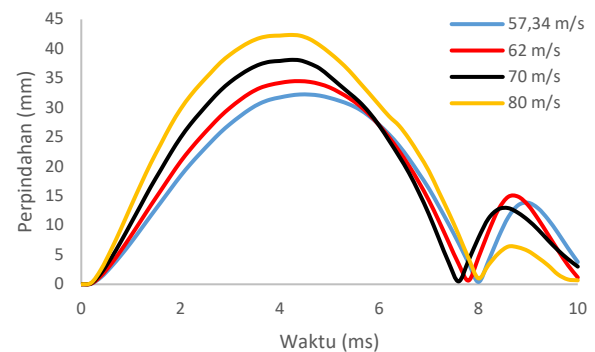
Gambar 10 Visualisasi simulasi *bird strike* untuk sudut 0° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg berdasarkan interval waktu: (a) 0; (b) 2; (c) 4; (d) 6; (e) 8; dan (f) 10 ms

3.2 Simulasi untuk Variasi Kecepatan Tumbukan

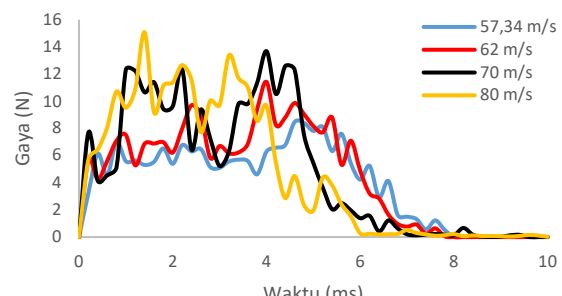
Simulasi dengan variasi kecepatan dilakukan untuk mengetahui respon dinamik *windshield* terhadap perbedaan kecepatan. Simulasi dilakukan pada sudut tumbukan dan massa burung sebagai variabel tetap, yaitu 0° dan 0,91 kg, sedangkan kecepatan yang digunakan 57,34 m/s, 62 m/s, 70 m/s, dan 80 m/s.

Pada **Gambar 11** dan **Gambar 12** dapat dilihat bahwa semakin bertambahnya kecepatan tumbukan maka perpindahan dan gaya puncak yang dihasilkan juga meningkat. Pada kecepatan 57,34 m/s sudah mengalami kegagalan struktur pada area lubang baut bagian atas. Namun kegagalan struktur yang paling parah terjadi pada kecepatan 80 m/s yang menyebabkan struktur *windshield* bagian atas tersobek. Untuk kecepatan 57,34 m/s, gaya puncak yang terjadi sebesar 8,47 N pada 4,6 ms dan

untuk kecepatan 80 m/s, gaya puncak yang terjadi sebesar 15,07 N pada 1,4 ms.



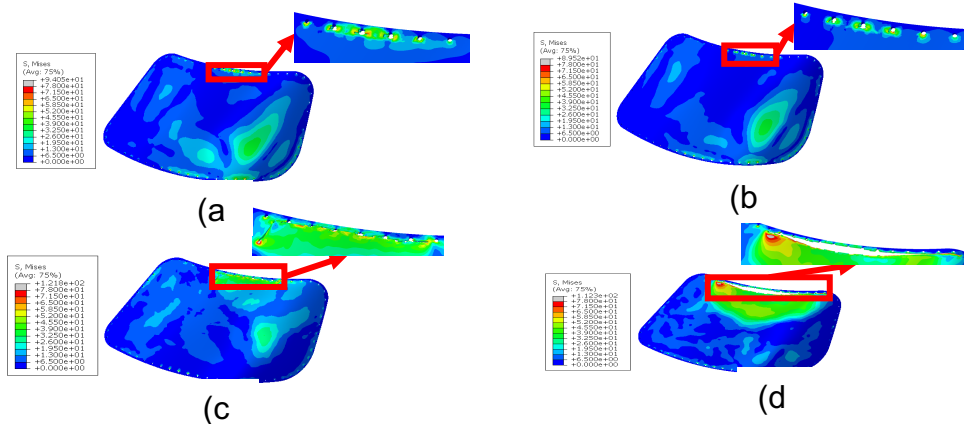
Gambar 11 Perpindahan untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



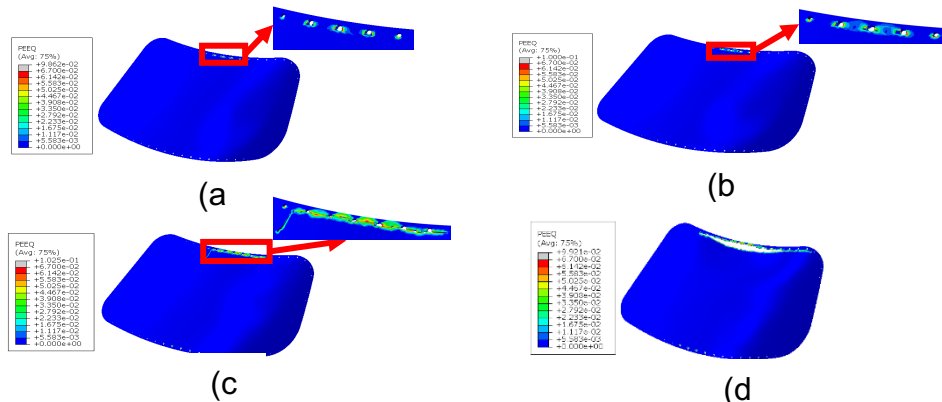
Gambar 12 Gaya tumbukan untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg

Pada **Gambar 13** dan **Gambar 14**, distribusi tegangan dan area regangan plastis semakin meluas seiring bertambahnya kecepatan tumbukan. Hal ini disebabkan karena meningkatnya gaya tumbukan. Konsentrasi tegangan dan regangan plastis terjadi pada area lubang baut bagian atas dan bawah. Namun, konsentrasi tegangan dan regangan plastis

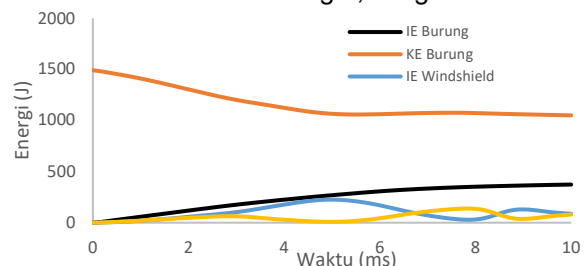
yang lebih dominan terjadi pada area lubang baut bagian atas dikarenakan bentuk geometri *windshield* memiliki kemiringan, sehingga model burung bergerak ke atas selama tumbukan. Pada kecepatan 57,34 m/s, tegangan dan regangan plastis maksimum yang terjadi pada *windshield* sudah melebihi dari nilai tegangan dan regangan plastis maksimum material sehingga pada kecepatan ini, *windshield* sudah mengalami kegagalan lokal pada area lubang baut bagian atas. Pada kecepatan 57,34 m/s, nilai tegangan maksimum yang dihasilkan sebesar 94,05 MPa dan regangan plastis maksimum sebesar 0,09862. Kegagalan paling parah terjadi pada kecepatan 80 m/s yang menyebabkan struktur *windshield* bagian atas tersobek.



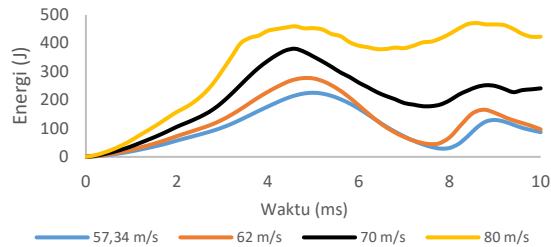
Gambar 13 Distribusi tegangan pada *windshield* untuk variasi kecepatan; (a) 57,34 m/s, (b) 62 m/s, (c) 70 m/s, dan (d) 80 m/s, dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



Gambar 14 Area regangan plastis pada *windshield* untuk variasi kecepatan; (a) 57,34 m/s, (b) 62 m/s, (c) 70 m/s, dan (d) 80 m/s, dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



Gambar 15 Energi kinetik dan internal untuk kecepatan 57,34 m/s dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



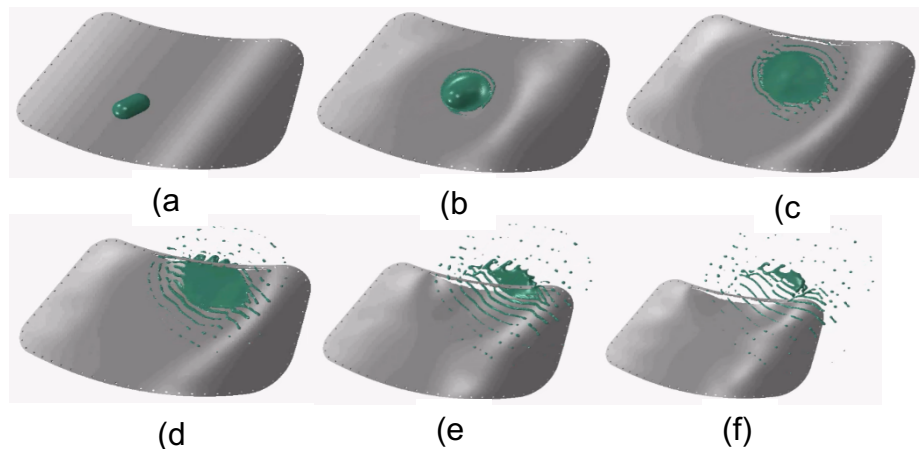
Gambar 16 Energi internal *windshield* untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg

Berdasarkan **Gambar 15**, pada awal tumbukan terjadi penurunan energi kinetik

burung, peningkatan energi kinetik *windshield*, dan peningkatan energi internal untuk masing-masing model. Penurunan energi kinetik burung disebabkan oleh tumbukan (kontak) antara burung dan *windshield* yang menyebabkan penurunan kecepatan sekaligus massa burung. Peningkatan energi kinetik *windshield* disebabkan oleh transfer energi kinetik burung ke *windshield* sehingga terjadi kecepatan deformasi. Peningkatan energi internal disebabkan oleh deformasi elastis, plastis, dan kegagalan. **Gambar 16** menampilkan kurva energi internal yang menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan menyebabkan energi internal *windshield* meningkat, baik nilai maksimum maupun pola kurva.

Tabel 4 Energi kinetik dan internal maksimum burung dan *windshield* untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg

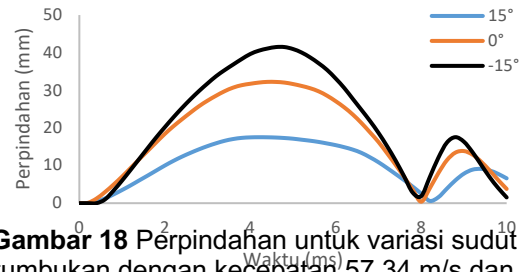
Kecepatan (m/s)	Energi kinetik (J)		Energi internal (J)	
	Burung	<i>Windshield</i>	Burung	<i>Windshield</i>
57,34	1491,797	138,42	373,25	225,7
62	1744,12	170,15	411,03	277,03
70	2223,26	183,31	428,21	380,71
80	2903,85	197,75	751,7	471,36



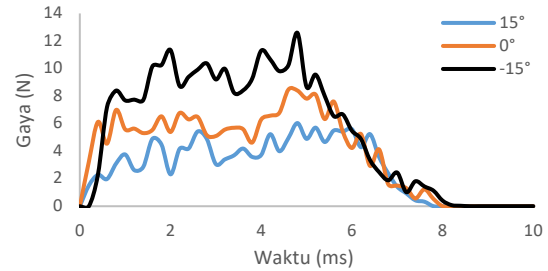
Gambar 17 Visualisasi simulasi *bird strike* untuk sudut 0° dengan kecepatan 80 m/s dan massa burung 0,91 kg berdasarkan interval waktu: (a) 0; (b) 2; (c) 4; (d) 6; (e) 8; dan (f) 10 ms

3.3 Simulasi untuk Variasi Sudut Tumbukan

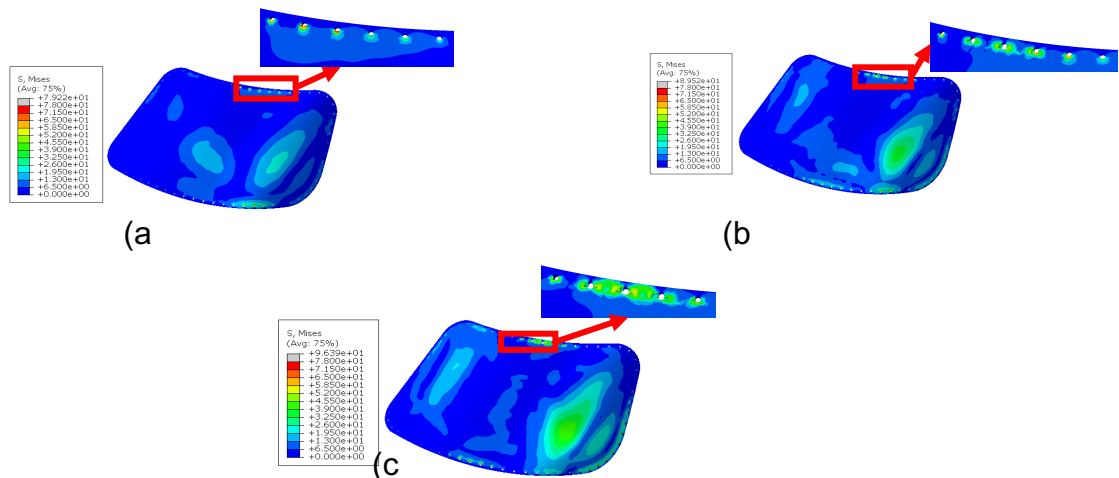
Simulasi dilakukan pada kecepatan tumbukan dan massa burung sebagai variabel tetap, yaitu 57,34 m/s dan 0,91 kg. Variasi sudut tumbukan yang digunakan merujuk pada skripsi Budi Aji Warsyanto [4]. **Gambar 18** menampilkan kurva perpindahan yang menunjukkan bahwa semakin normal sudut tumbukan terhadap *windshield*, yaitu dari 15° sampai -15° menyebabkan peningkatan perpindahan maksimum. Pada **Gambar 19**, semakin normalnya sudut tumbukan maka gaya tumbukan juga semakin meningkat. Untuk sudut 15°, gaya puncak yang terjadi sebesar 6,038 N pada 4,8 ms dan untuk sudut -15°, gaya puncak yang terjadi sebesar 12,58 N pada 4,8 ms.



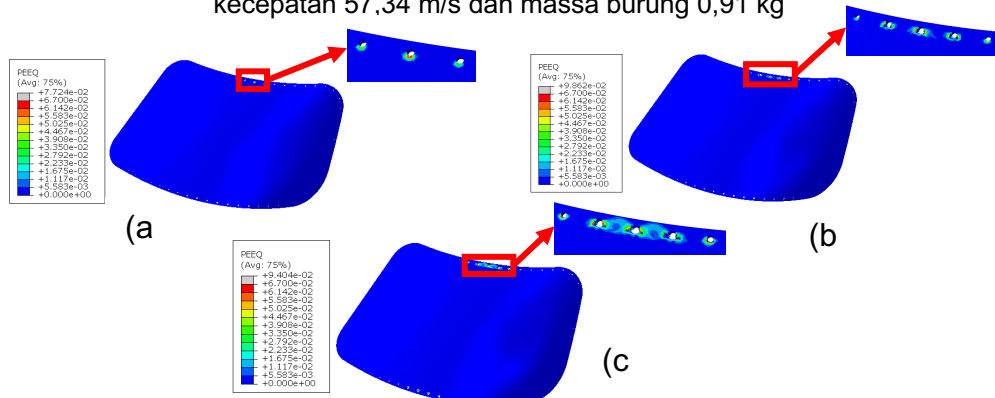
Gambar 18 Perpindahan untuk variasi sudut tumbukan dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg



Gambar 19 Gaya tumbukan untuk variasi sudut dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg



Gambar 20 Distribusi tegangan pada *windshield* untuk variasi sudut: (a) 15°; (b) 0°; dan (c) -15° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg

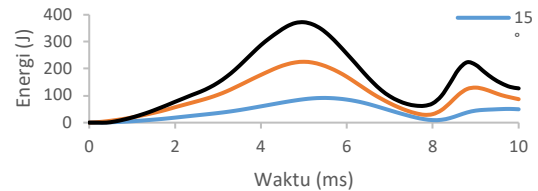


Gambar 21 Area regangan plastis *windshield* untuk variasi sudut: (a) 15°; (b) 0°; dan (c) -15° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg

Pada **Gambar 20** dan **Gambar 21** distribusi tegangan dan area regangan plastis semakin meluas seiring dengan semakin normalnya sudut tumbukan. Hal ini disebabkan karena meningkatnya gaya tumbukan, sama seperti kasus sebelumnya. Pada sudut 15°, 0°, dan -15°, tegangan dan regangan plastis maksimum sudah melebihi tegangan dan regangan plastis maksimum material. Untuk setiap sudut tumbukan, terjadi konsentrasi tegangan pada ujung atas dan bawah *windshield* yang diindikasikan menjadi lokasi awal kegagalan.

Berdasarkan **Gambar 22**, semakin normal sudut tumbukan menyebabkan peningkatan penyerapan energi oleh *windshield*. Pada **Tabel 5**, energi kinetik untuk setiap kasus sudut tumbukan memiliki

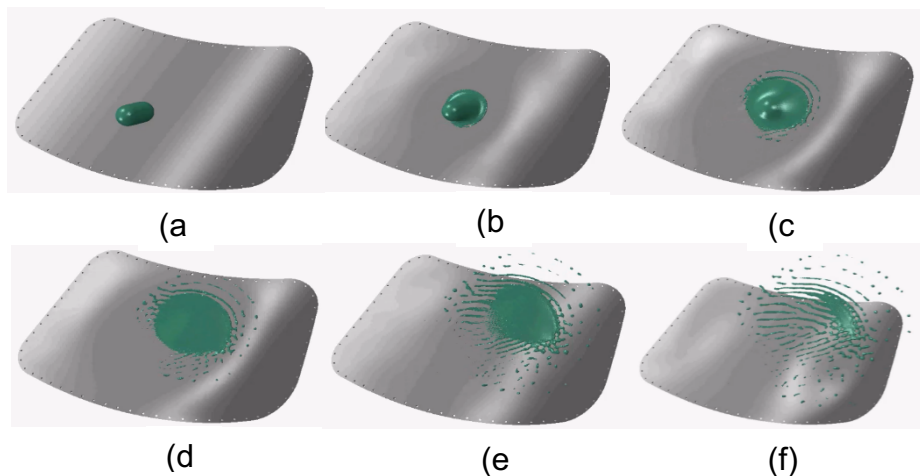
nilai yang sama. Namun, penyerapan energi terbesar terjadi pada kasus -15°. Hal ini disebabkan oleh semakin normal sudut tumbukan menyebabkan peningkatan penyerapan energi oleh *windshield*.



Gambar 22 Energi internal *windshield* untuk variasi sudut tumbukan dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg

Tabel 5 Energi kinetik dan internal maksimum burung dan *windshield* untuk variasi sudut tumbukan dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg

Sudut (°)	Energi kinetik (J)		Energi internal (J)	
	Burung	<i>Windshield</i>	Burung	<i>Windshield</i>
15	1495,98	59,67	195,89	91,45
0		138,42	373,25	225,7
-15		224,72	461,03	372,28



Gambar 23 Visualisasi simulasi *bird strike* untuk sudut -15° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg berdasarkan interval waktu: (a) 0; (b) 2; (c) 4; (d) 6; (e) 8; dan (f) 10 ms

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan analisis simulasi *bird strike* pada *windshield* pesawat komuter 19 penumpang, diperoleh kesimpulan bahwa variasi sudut dan kecepatan mempengaruhi hasil simulasi tumbukan yang dilakukan. Semakin bertambahnya kecepatan tumbukan dan semakin normalnya sudut tumbukan, maka nilai perpindahan, gaya puncak, distribusi tegangan, regangan plastis, dan energi internal semakin meningkat. Nilai perpindahan maksimum terdapat pada kecepatan 80 m/s, sudut 0^0 , dengan nilai 42,4 mm. Nilai tegangan maksimum terdapat pada kecepatan 70 m/s, sudut 0^0 , dengan nilai 121,3 MPa. Nilai regangan maksimum terdapat pada kecepatan 70 m/s, sudut 0^0 , dengan nilai 0,1025. Penyerapan energi maksimum yang dilakukan oleh *windshield* sebesar 471,36 J pada kecepatan 80 m/s dengan sudut 0^0 . Pada variasi kecepatan, pada kecepatan 57,34 m/s struktur *windshield* sudah mengalami kegagalan, tetapi parameter tumbukan yang menyebabkan respon dinamik *windshield* berupa deformasi elastis, plastis, kegagalan paling besar terjadi pada kecepatan 80 m/s dan pada variasi sudut, kegagalan paling besar terjadi pada sudut tumbukan -15^0 . Hal ini ditandai dengan penyerapan energi *windshield* yang lebih tinggi dibandingkan parameter lainnya. Area lubang baut bagian atas lebih rentan terjadi kegagalan material dikarenakan adanya konsentrasi tegangan.

REFERENSI

1. Hedayati, R., Mojtaba, S., 2016, *Bird Strike An Experimental, Theoretical, and Numerical Investigation*, Woodhead Publishing, UK.
2. Federal Aviation Administration, 2021, FAA Wildlife Strike Database, <https://wildlife.faa.gov/home>, diakses tanggal 13 Januari 2021.
3. Kementerian Perhubungan Republik Indonesia, 2001, *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes*, Part 23 Amendment 1.
4. Aji Budi, Warsiyanto, 2020, Analisis Respon Dinamik *Windshield* Pesawat Komuter 19 Penumpang Terhadap Fenomena Bird Strike Menggunakan Metode Elemen Hingga, *Skripsi*, Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.
5. Laksono, A., 2021, Analisis Numerik Pengaruh Gasket pada *Windshield* Pesawat Komuter 19 Penumpang Terhadap Fenomena Bird Strike, *Skripsi*, Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.
6. Smojver, I., Ivancevic, D., 2011, Advanced Modelling of Bird Strike on High Lift Devices Using Hybrid Eulerian-Lagrangian Formulation, *Aerospace Science and Technology*, No. 23, Vol. 2012, 224-232.
7. Heimbs, S., 2011, Computational Methods for Bird Strike Simulations: A review, *Computers and Structures*, No. 23, Vol. 89, 2093-2112.
8. 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.
9. Stoll, F., Brockman, R. A., 1997, *Finite Element Simulation of High-Speed Soft-Body Impacts*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, University of Dayton Research Institute, Ohio, USA.
10. Dassault Systemes, 2011, *A Strategy for Bird Strike Simulations using Abaqus-Explicit*, SIMULIA.
11. Dar, U.A., Zhang, W., Xu, Y., 2013, FE Analysis of Dynamic Response of Aircraft Windshield against Bird Impact, *International Journal of Aerospace Engineering*, China.
12. Abaqus, 2017, Mesh Convergence, <https://abaqus-docs.mit.edu/2017/English/SIMACAEGSARefMap/simagsa-c->

ctmmeshconverg.htm, diakses tanggal 26 Mei 2023.

13. Dassault Systemes, 2014, *Abaqus 6.14 Analysis User's Guide Volume II: Analysis*, SIMULIA.