

Simulasi Beban *Impact Passenger Boarding Stairs* Pada *Skin Fuselage* Dengan Variasi Sudut, Kecepatan, Dan Lokasi *Impact*

Aldi Nopelandi^{1*}, Bismil Rabeta², Syarifah Fairuza³

^{1,2,3} 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.

*Corresponding Author : aldinopelandi@gmail.com

Abstrak - *Dent* di badan pesawat adalah masalah perawatan yang tersebar luas di industri penerbangan. Kerusakan *dent* dapat mengakibatkan menurunnya kekuatan struktur pesawat terbang, Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis dampak beban tumbukan antara *passenger boarding stairs* dengan *fuselage skin*. Material yang digunakan pada pemodelan ini adalah aluminium 2024-T3, aluminium 7050-T6, dan *Rubber Hyperelastic Model Mooney Rivlin*. Pemodelan *skin fuselage* dan analisa perhitungan dilakukan menggunakan pendekatan elemen hingga dengan bantuan *software ABAQUS CAE*, simulasi dilakukan dengan variasi sudut, kecepatan, dan lokasi *impact*. Hasil dari penelitian ini yaitu variasi sudut semakin besar sudut maka semakin besar *displacement* dan penyerapan energi yang terjadi, dengan nilai tertinggi pada variasi sudut terjadi disudut 20° dengan kedalaman *dent* 22,06 mm, *stress* sebesar 526 MPa, dan energi internal panel sebesar 1,441 kJ. Variasi kecepatan semakin tinggi kecepatan maka luas deformasi yang terjadi pada panel pun akan semakin bertambah dengan tren kenaikan *displacement* dan energi sangat signifikan disetiap kenaikan interval kecepatan. Nilai tertinggi pada variasi kecepatan terjadi dikecepatan 2,2 m/s dengan kedalaman *dent* 27,2 mm dan *stress* sebesar 609 MPa, dan energi internal panel sebesar 2,534 kJ. Pada lokasi *stiffener dent* terjadi pada dua area panel setelah tumbukan, disebabkan karena fleksibilitas material *rubber* ketika terjadi kontak tumbukan, deformasi permukaan karet yang menyebar kebagian antara *stiffener* mengakibatkan deformasi didua area panel. Nilai tertinggi pada lokasi *stiffener* dengan kedalaman *dent* 17,7 mm, *stress* sebesar 548 MPa, dan energi 1,452 kJ.

Kata Kunci : *Dent*, *Skin Fuselage*, Beban Tumbukan, Simulasi, ABAQUS CAE

I. PENDAHULUAN

Dent di badan pesawat adalah masalah perawatan yang tersebar luas di industri penerbangan. Berdasarkan data statistik transportasi, akses transportasi udara menempati urutan teratas dalam hal tingkat perawatannya, guna menjamin tingkat keselamatan yang optimal. Jumlah kecelakaan di sektor transportasi udara jauh lebih kecil dibanding dengan transportasi darat dan laut, walaupun resiko jumlah korban untuk suatu kecelakaan juga dipegang

oleh sarana transportasi udara, justru karena peluang resiko sedemikian tinggi itulah, berbagai pihak yang terkait dengan dunia penerbangan begitu terpacu untuk menyediakan sarana terbang yang HUMANS (Handal, Unggul, Mudah, Aman, Nyaman, Selamat).^[1]

Skin merupakan salah satu konstruksi pesawat terbang, yang berfungsi memberi bentuk aerodinamis juga meneruskan beban yang diterima kebagian struktur utama lainnya. Kerusakan pada *skin* berupa *dent* dan

crack dapat mengakibatkan menurunnya kekuatan struktur pesawat terbang, sehingga kerusakan tersebut harus segera diperbaiki untuk mengembalikan kekuatan struktur kesemula. Kerusakan ini sering sekali disebabkan oleh FOD (*Foreign Object Damage*) atau kerusakan yang dikarenakan oleh benda asing.^[2]

Beberapa skenario dampak tumbukan pada struktur pesawat selalu terjadi, mulai dari dari tumbukan kecepatan rendah (seperti *tools* jatuh saat *maintenance*) sampai dampak tumbukan kecepatan tinggi (seperti *bird strike*, hujan es selama penerbangan). Satu dari skenario yang relevan ini adalah dampak tumbukan antara *passenger boarding stairs* dengan *fuselage skin*. Kasus ini terjadi pada saat kecepatan rendah namun bisa menyebabkan kerusakan yang lebih parah pada struktur *fuselage skin*.

Berdasarkan latar belakang diatas, maka penelitian ini membahas tentang dampak tumbukan antara *passenger boarding stairs* terhadap *fuselage skin* dengan variasi sudut, kecepatan, dan lokasi *impact*. Simulasi tumbukan dilakukan untuk mengetahui bagaimana respon panel *skin* terhadap *passenger boarding stairs*.

II. Metode Penelitian

2.1 Beban *Impact*

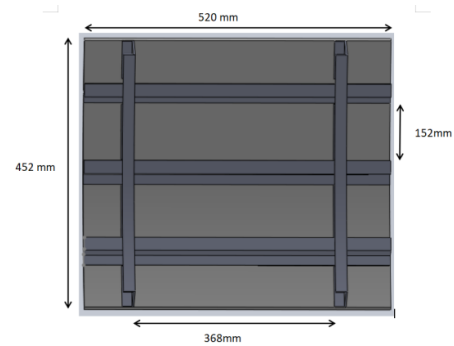
Pada beberapa struktur, biasanya untuk alasan keamanan, struktur harus dirancang untuk menahan beban *impact* yang mungkin terjadi selama umur struktur.^[3]

Impactor dibuat dari karet, yang merupakan bahan hiperelastis dengan perilaku konstitutif yang bergantung pada laju. Skenario dampak karet seperti itu menantang sebagai sejumlah besar energi kinetik awal diubah menjadi

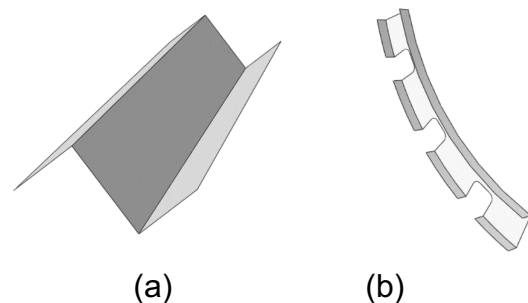
deformasi elastis dari proyektil, sehingga energi kinetik yang ditransfer ke struktur target sangat bergantung pada interaksi antara pelat dan karet.^[4]

2.2 Model Simulasi

Awal penelitian dimulai dengan studi literatur yang meliputi dari pembahasan tentang *dynamic impact* pada *plat*, *dynamic impact* dengan *rubber* sebagai *impactor*, mekanika material, jenis-jenis beban dan tumpuan, kriteria kegagalan struktur, metode elemen hingga. Kemudian simulasi dimulai dengan membuat model *plate skin panel* dan *passenger boarding stairs* dengan spesifikasi juga dimensi yang sudah ditentukan pada saat studi literatur. Uji simulasi menggunakan variasi sudut, kecepatan dan tumbukan sehingga didapatkan nilai hasil simulasi pembebanan berupa nilai *stress*, *displacement* dan energi.

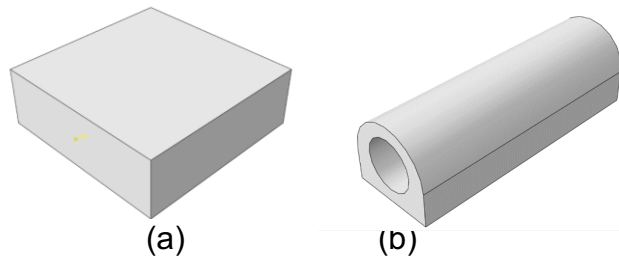


Gambar 3.1 *Fuselage Skin Panel*^[5]



Gambar 3.2 Part (a) *Stringer*, (b) *Frame*

Pemodelan plate dilakukan pada *Software Solidworks 2017*, dimulai dari membuat *part skin*, *stringer* dan juga *frame*. *Part stringer* dan *frame* dibuat sebagai *stiffener* yang akan di *assembly* dengan *part skin* kemudian diimport ke *Software Abaqus 2017*.



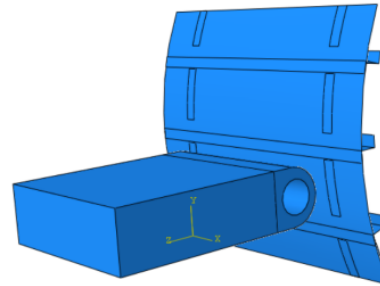
Gambar 3.3 Part (a) Stairs; (b) Rubber Bumper

Pembuatan model *Passenger Boarding Stairs* atau disebut dengan tangga dibagi menjadi dua *part* yaitu, *Stairs* yang pemodelannya disederhanakan 15% dari total geometri *platform* tangga aslinya yaitu 2000 mm, menjadi ukuran 100mm x 300mm x 300mm.^[6] Pemodelan dengan tipe *solid extrusion discrete rigid*, karena sebagai *impactor* terhadap panel *skin* namun dengan massa inerti yang sama dari keseluruhan *curb weight Passenger Boarding Stairs* model aslinya yaitu 1050 kg

Pada penelitian simulasi *impact*, menggunakan dua jenis material dari *part passenger boarding stairs* dan *skin fuselage* panel. Material yang digunakan pada bagian *plate* adalah Aluminum 2024-T3 dengan ketebalan 1,6 mm, namun dibagian *stringer* dan *frame* sebagai *stiffener* menggunakan material Aluminum 7075-T6 dengan ketebalan 2 mm. Tipe mechanical properties untuk material ini disajikan di Tabel 3. 1.

Pada material rubber, model material hiperelastik Mooney Rivlin digunakan di *Abaqus*, sebelum menggunakan material rubber dilakukan pengujian validasi

hyperelastic model Mooney Rivlin untuk mendapatkan nilai parameter C10 dengan cara melakukan simulasi uji coba sesuai jurnal studi *rubber impact* model Mooney Rivlin.



Gambar 3.4 Assembly part passenger boarding stairs dan skin plate

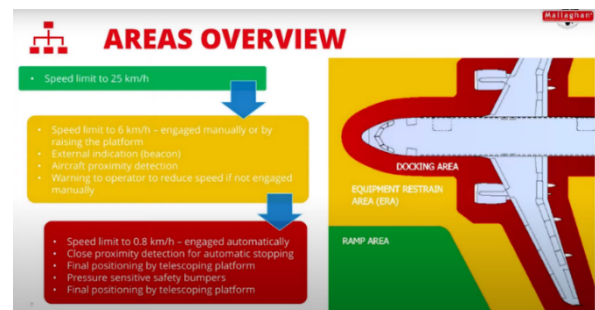
Tabel 3.1 Material Properties Fuselage Panel

| Part Name | Material | Density ρ (kg/m ³) | Elastic Modulus, E (Mpa) | Poisson ratio, ν | Tensile Stress σ (MPa) |
|-----------|------------|-------------------------------------|--------------------------|----------------------|-------------------------------|
| Skin | Al 2024-T3 | 2780 | 73000 | 0.33 | 487 |
| Stringer | Al 7075-T6 | 2810 | 72000 | 0.33 | 621 |
| Frame | Al 7075-T6 | 2810 | 72000 | 0.33 | 621 |

Tabel 3.2 Material Properties Rubber

| Part Name | Material | Density ρ (kg/m ³) | Hyperelastic, Mooney Rivlin (Mpa) | | |
|---------------|---------------|-------------------------------------|-----------------------------------|-----|----|
| | | | C10 | C01 | D1 |
| Rubber Bumper | Rubber SHA-60 | 1190 | 0,9 | 0 | 0 |

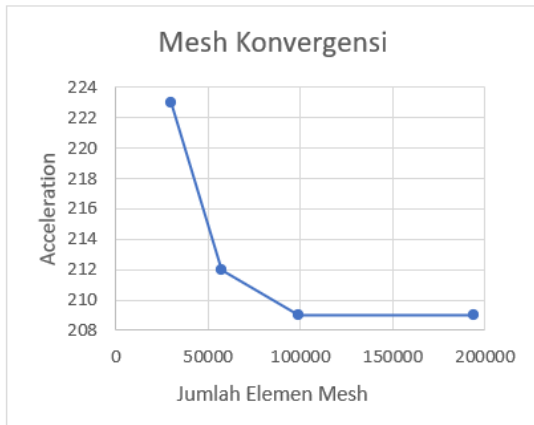
Pada **Gambar 3. 5** yaitu *speed limit* tangga ketika sudah dekat dengan bagian *fuselage*.



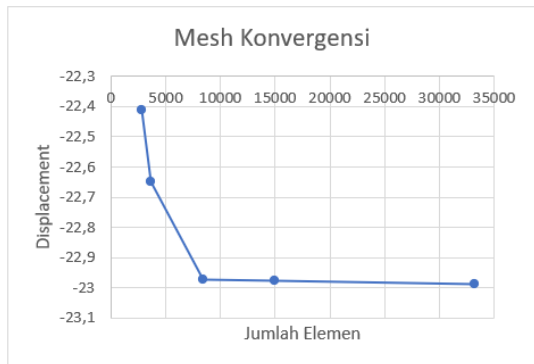
Gambar 3.5 Speed limit Passenger Boarding Stairs^[6]

2.3. Setup Simulasi

Mesh konvergensi pada penelitian ini dilakukan pada part panel skin dan juga rubber, mesh Konvergensi diperlukan agar simulasi mendapatkan hasil yang akurat.



Gambar 3.5 Hasil Konvergensi Rubber



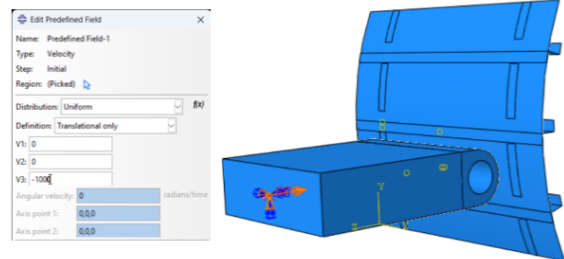
Gambar 3.6 Hasil Konvergensi Plate

Pada modul step analisis yang digunakan dynamic explicit, dengan waktu simulasi 0,2 dan jumlah interval adalah 40.

Pada modul Interaction menggunakan Tie Constraint untuk mengikat stringer dan frame terhadap panel skin. Stringer dan frame digunakan sebagai master surface dan plate skin sebagai slave surface.

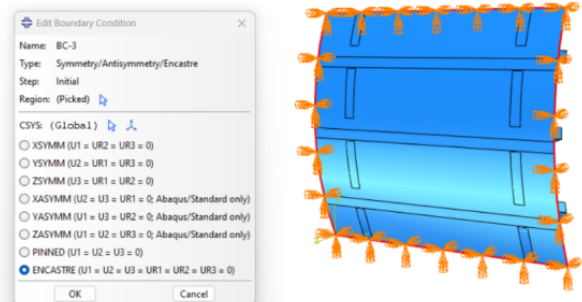
Kondisi awal menjelaskan tentang kecepatan tangga sebagai impactor terhadap objek titik tumbukan predefined

fields pada panel skin dengan menjelaskan tentang kecepatan impactor terhadap objek. terdapat kondisi awal kecepatan dari impactor.^[7]



Gambar 3.7 Kondisi awal kecepatan passenger boarding stairs

Kondisi batas (boundary condition) pada panel skin menjelaskan batasan-batasan yang ditentukan oleh penulis pada dynamic impact.

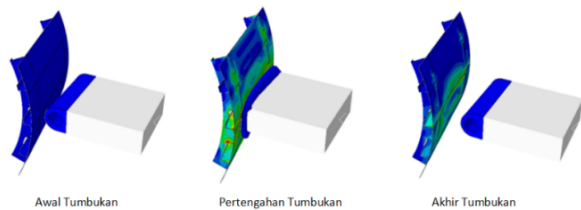


Gambar 3.8 Kondisi batas encastre

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

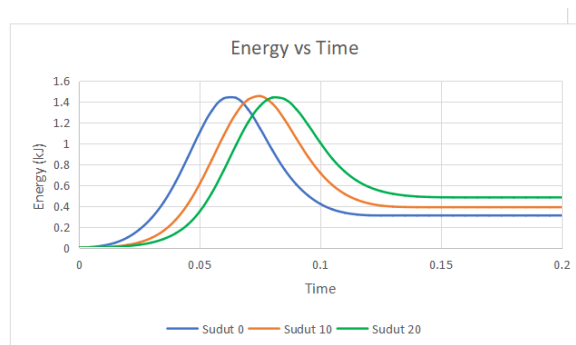
Pada penelitian ini simulasi menggunakan tiga variasi yaitu, variasi sudut, variasi kecepatan dan variasi lokasi terjadinya tumbukan. Variasi digunakan untuk mengetahui dampak dan nilai displacement akibat tumbukan tangga dengan skin fuselage.

1. Impact dengan variasi sudut



Gambar 4.1 Simulasi tumbukan pada variasi sudut

Pada variasi sudut ini beban *impact* terjadi dibagian antara *stiffener* panel, untuk setiap variasi sudutnya adalah 0°, 5°, dan 10° menggunakan kecepatan 1,6 m/s sebagai variabel tetap untuk variasi sudut. Beban *impact* yang diberikan kepada *plate skin* sebesar 1050 kg dari massa tangga menghasilkan nilai energi sebagai berikut:



Gambar 4.2 Grafik energi internal pada variasi sudut

Pada **Gambar 4.1** menjelaskan bahwa Semakin besar sudut, menunjukkan semakin besar juga energi yang diserap oleh panel. Pola grafik pada variasi sudut hampir sama untuk nilai maksimum energi internalnya dengan penyerapan energi maksimum dari panel *fuselage skin* untuk variasi sudut

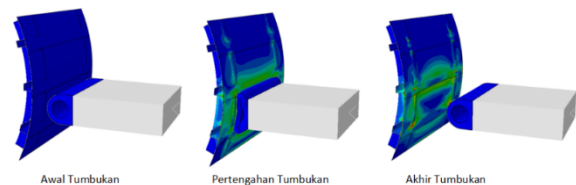
tumbukan 0°, 10°, dan 20° masing-masing sebesar 1,439; 1,456; dan 1,441 kJ.

Tabel 4.1 Nilai hasil simulasi pada variasi sudut

| Sudut | Displacement/Dent (mm) | Panjang Dent (mm) | Lebar Dent (mm) | Stress (Mpa) |
|-------|------------------------|-------------------|-----------------|--------------|
| 0° | 14,93 | 227 | 54 | 475 |
| 10° | 18,26 | 137 | 60 | 476 |
| 20° | 22,06 | 126 | 65 | 526 |

pada saat tumbukan, akan menyebabkan semakin besar juga respons (deformasi dan penyerapan energi) dan kerusakan yang dialami oleh panel *skin*. Nilai *displacement* pada **Tabel 4.1** merupakan nilai deformasi akhir setelah tumbukan antara tangga dan panel *skin* yang sudah terjadi deformasi plastis sehingga panel tidak kembali ke bentuk semulanya, dengan kata lain bisa juga dikatakan sebagai kerusakan *dent* pada panel *skin fuselage*. Nilai *dent* tertinggi pada variasi ini pada sudut 20° dengan kedalaman dent 22,06 mm dan *stress* sebesar 526 MPa sedangkan untuk nilai terendah pada sudut 0° dengan kedalaman *dent* 14,93 mm dan *stress* sebesar 475 MPa.

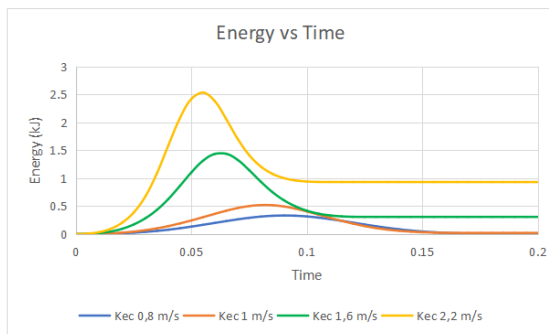
2. Impact dengan variasi kecepatan



Gambar 4.3 Simulasi tumbukan pada variasi kecepatan

Pada variasi kecepatan, dilakukan analisis untuk mengetahui respon panel pada saat tumbukan disetiap variasi kecepatannya. Uji tumbukan disimulasikan pada bagian antara *stiffener* dengan sudut 0° sebagai variabel tetap untuk variasi kecepatan ini,

dengan kecepatan tumbukan yang disimulasikan adalah 0,8 m/s, 1 m/s, 1,6 m/s, 2,2 m/s. Beban *impact* yang diberikan kepada panel *skin* sebesar 1050 kg dari massa tangga menghasilkan nilai energi internal panel *skin* sebagai berikut:



Gambar 4.4 Grafik energi internal pada variasi kecepatan

Pada **Gambar 4.4** Peningkatan energi internal panel disebabkan oleh deformasi elastis dan plastis dengan tren kenaikan signifikan sesuai kenaikan interval kecepatan. Semakin tinggi kecepatan maka panel akan menyerap energi semakin besar dan menghasilkan deformasi plastis. Penyerapan energi maksimum dari panel *skin* dengan variasi kecepatan 0,8 m/s, 1 m/s, 1,6 m/s, 2,2 m/s masing-masing sebesar 0,33; 0,52; 1,439; dan 2,534 kJ.

Tabel 4.2 Nilasi hasil simulasi pada variasi kecepatan

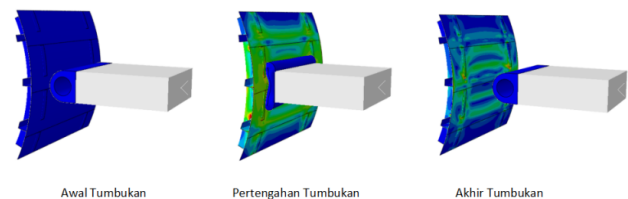
| Kecepatan | Displacement/Dent (mm) | Panjang Dent (mm) | Lebar Dent (mm) | Stress (Mpa) |
|-----------|------------------------|-------------------|-----------------|--------------|
| 0,8 m/s | 0,67 | 41 | 12 | 378 |
| 1 m/s | 2,05 | 60 | 24 | 414 |
| 1,6 m/s | 14,93 | 227 | 54 | 475 |
| 2,2 m/s | 27,2 | 216 | 65 | 609 |

Berdasarkan hasil analisis yang dilakukan, diperoleh bahwa pengaruh kenaikan kecepatan pada saat tumbukan, akan menyebabkan semakin besar juga respons (deformasi dan

penyerapan energi) dan kerusakan yang dialami oleh panel *skin*.

Luas *dent* yang terjadi pada panel dapat dilihat pada **Tabel 4. 2**. Area deformasi yang terjadi pada variasi kecepatan disebabkan karena tumbukan antara rubber dan panel *skin* sejajar disudut 0°. Semakin tinggi kecepatan maka luas deformasi yang terjadi pada panel pun akan semakin bertambah. Nilai tertinggi *dent* terjadi di kecepatan 2,2 m/s dengan kedalaman 27,2 mm dan *stress* sebesar 609 MPa, sedangkan untuk nilai *dent* terendah terjadi di kecepatan 0,8 m/s dengan kedalaman *dent* 0,67 mm dan *stress* sebesar 378 MPa

2. *Impact* dengan variasi lokasi tumbukan

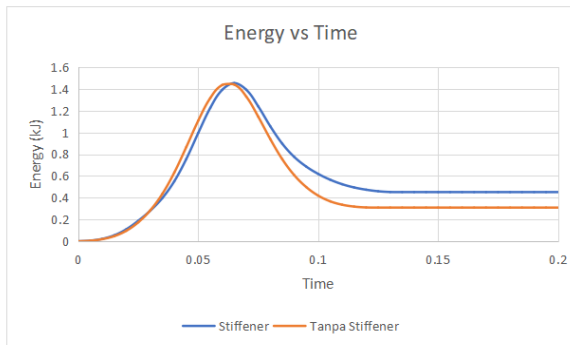


Gambar 4.5 Titik Pengukuran Bagian Belakang

Pada variasi lokasi tumbukan ini beban *impact* terjadi di dua bagian yaitu bagian *stiffener* dan dibagian antara *stiffener*. Untuk kecepatan pada variasi ini adalah 1,6 m/s sebagai variabel tetap, dengan sudut dari *impactor* yang sama di setiap lokasi tumbukannya yaitu 0°. Beban *impact* yang diberikan kepada *plate skin* sebesar 1050 kg dari massa tangga menghasilkan nilai energi sebagai berikut:

Pada **Gambar 4.6** adalah kurva energi hasil dari simulasi *impact* dengan variasi lokasi tumbukan, dengan sudut 0 derajat dan kecepatan 1,6 m/s. Pada variasi lokasi tumbukan ini menunjukkan hasil pola grafik yang hampir sama pada

awal sampai pertengahan simulasi, dimana pada lokasi tumbukan bagian *stiffener* mengalami energi internal maksimum sebesar 1,45 kJ dan pada lokasi tumbukan antara *stiffener* mengalami energi internal maksimum sebesar 1,43 kJ.



Gambar 4.6 Grafik energi internal pada variasi lokasi tumbukan

Tabel 4.3 Hasil nilai simulasi pada variasi lokasi tumbukan

| Lokasi Impact | Displacement/Dent (mm) | Panjang Dent (mm) | Lebar Dent (mm) | Stress (Mpa) |
|------------------|------------------------|-------------------|-----------------|--------------|
| Antara Stiffener | 14,93 | 227 | 54 | 475 |
| Stiffener | 17,7 | 203 | 35 | 548 |

Berdasarkan hasil analisis yang dilakukan pada variasi lokasi tumbukan, dapat dilihat pada **Tabel 4.3**, diperoleh tumbukan pada lokasi *stiffener* mengalami nilai tertinggi untuk *displacement* dan *stress*, luas deformasi pada lokasi *stiffener* terjadi pada dua area karena ketika tumbukan pada lokasi *stiffener* deformasi permukaan karet tidak hanya terjadi dibagian *stiffener* saja namun sebagian deformasi permukaan karet menyebar ke panel antara *stiffener* (terjadi pada pertengahan simulasi), hal ini disebabkan karena sifat fleksibilitas material karet. Ketika terjadi kontak tumbukan, deformasi permukaan karet yang menyebar kebagian antara *stiffener*

mengakibatkan deformasi didua area panel.

Pada bagian antara *stiffener* nilai *dent* lebih rendah, karena permukaan karet yang mengalami kontak dengan *skin* tidak seluruhnya terjadi pada bagian tersebut. Sebagian deformasi karet terjadi pada struktur internal *stringer* sebagai pengaku (*stiffener*). Sehingga nilai *displacement* lokasi antara *stiffener* lebih rendah. Nilai *dent* tertinggi pada variasi ini terjadi dilokasi *stiffener* dengan kedalaman 17,7 mm dan *stress* sebesar 548 MPa, sedangkan nilai terendah *dent* pada lokasi antara *stiffener* dengan kedalaman *dent* 14,93 mm dan *stress* sebesar 475 MPa.

IV. PENUTUP

1. Kesimpulan

Berdasarkan Kesimpulan dari analisis simulasi *impact passenger boarding stairs* terhadap *fuselage skin* untuk menjawab tujuan dan rumusan masalah adalah:

- Semakin besar sudut, maka semakin besar *displacement* dan penyerapan energi yang terjadi. Karena pada saat sudut tumbukan yang besar, transfer energi dari tangga ke panel *skin* juga semakin besar. Nilai tertinggi pada variasi sudut terjadi disudut 20° dengan kedalaman *dent* 22,06 mm, *stress* sebesar 526 Mpa, dan energi internal panel sebesar 1,441 kJ
- Semakin tinggi kecepatan, maka luas deformasi yang terjadi pada panel pun akan semakin bertambah dengan tren kenaikan *displacement* dan energi sangat signifikan disetiap kenaikan interval kecepatan. Nilai tertinggi pada variasi kecepatan terjadi

dikecepatan 2,2 m/s dengan kedalaman *dent* 27,2 mm dan *stress* sebesar 609 Mpa, dan energi internal panel sebesar 2,534 kJ.

- c. Pada lokasi *stiffener*, *dent* terjadi pada dua area panel disebabkan karena fleksibilitas material *rubber* ketika terjadi kontak tumbukan, sehingga deformasi permukaan karet menyebar kebagian antara *stiffener* mengakibatkan terjadinya deformasi pada dua area panel tersebut. Untuk lokasi antara *stiffener* nilai *dent* lebih rendah, karena permukaan karet yang mengalami kontak dengan *skin* tidak seluruhnya terjadi pada bagian tersebut. Nilai tertinggi pada lokasi *stiffener* dengan kedalaman *dent* 17,7 mm, *stress* sebesar 548 Mpa, dan energi 1,452 kJ.

2. Saran

Berdasarkan penelitian yang dilakukan, maka untuk penelitian selanjutnya dapat melakukan hal hal sebagai berikut:

- a. Pemodelan impactor bisa divariasikan dengan material *passenger boarding stairs* (seperti *foam*).
- b. Menambah nilai variasi untuk mengetahui respon struktur panel *skin* pada kecepatan dan sudut yang lebih tinggi.

DAFTAR PUSTAKA

1. Wibowo, A., Santoso, D.W., (2016). Analisa Kekuatan Struktur Retak Skin Fuselage Repair Pesawat B747-400, *Jurnal Sekolah Tinggi Teknologi*

Adisutjipto, Vol. II, ISSN: 2528-1666.

2. Bukit, O., & Hartono, H., (2018), Airframe After Bird strike Pada Airbus A320-200 PK-AXM, *Jurnal Industri Elektro dan Penerbangan*, 6(2), ISSN 2087 – 9245.
3. Boresi, A. P. and Schmidt, R. J. and Sidebottom, O. M., 1993, “*Advanced mechanic of materials*”, John Wiley and Sons, New York.
4. Heimbs, S., Broucke, BVD., Keorgomard, YD., Dau, F., Malherbe B., (2011), Rubber Impact on 3D Textille Composites, *Universite Bordeaux*.
5. PT. Batam Aero Technic, Structure Repair Manual 53-10-04, Batam, 2023.
6. Darmec technology, 2023, Toweable Passenger Stairs Variable Geometry, <http://darmec.it/en/macchina/toweable-passenger-stairs-variable-geometry/>, diakses tanggal 13 Agustus 2023.
- Mallaghan, 2020, Passenger Stairs, <https://mallaghangse.com/passenger-stairs/>, diakses tanggal 28 Juni 2023

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.

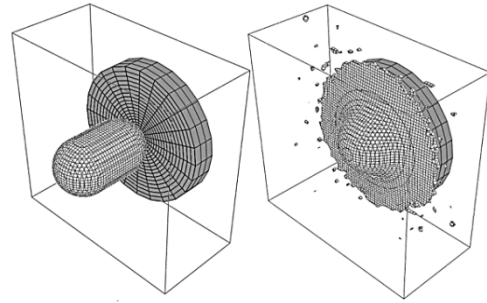
Penelitian respon dinamik *windshield* pesawat N219 terhadap fenomena *bird strike* juga telah dilakukan oleh Warsyanto, B.A.^[4], dengan menggunakan metode *smoothed particle hydrodynamics* (SPH) dan model burung berbentuk silinder, Laksono, A.^[5], menggunakan metode *lagrangian* dengan penambahan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

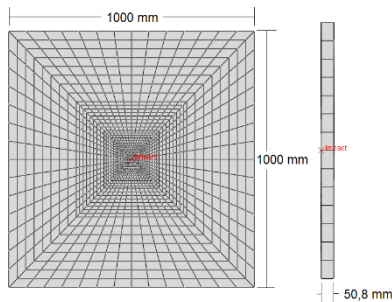
Tabel 1 Properti material burung^[10]

| 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 sintesis 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

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E} - \frac{\nu}{E}(\sigma_2 + \sigma_3)$$

$$\sigma_1 - \nu(\sigma_2 + \sigma_3) \leq \sigma_y \quad (1)$$

$$\varepsilon_{fail} = \varepsilon_{total} - \frac{\sigma_{total}}{E} \quad ' \sigma > \sigma_y '$$

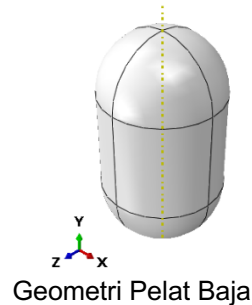
2.4 Validasi Pemodelan Numerik

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.

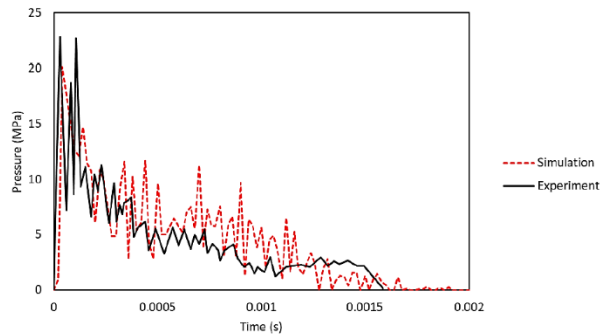
Gambar 2 (a) Geometri Burung dan (b)



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

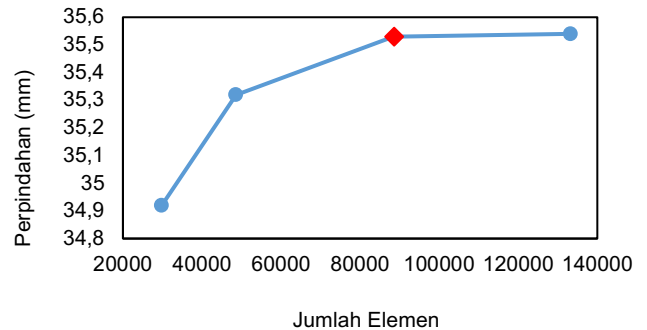
2.4.2 Model Windshield

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.

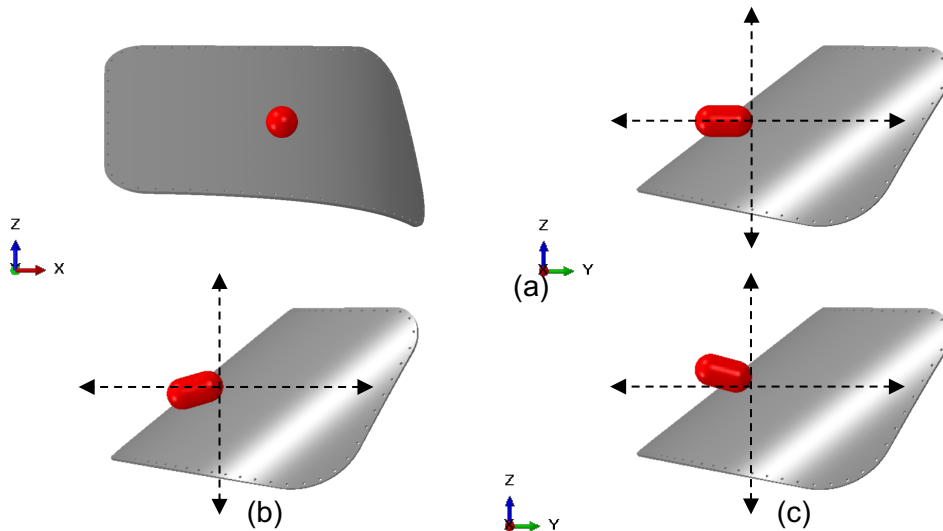


Gambar 4 Hasil konvergensi perbandingan mesh

2.5 Set-up Simulasi

2.5.1 Assembly

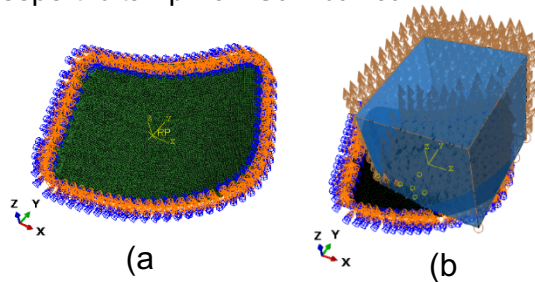
Sudut tumbukan antara model burung dan windshield divariasikan dengan nilai 0°, 15°, dan -15° seperti ditampilkan pada Gambar 5. Tipe kontak yang digunakan adalah General contact (Explicit) karena mewakili keseluruhan model untuk di analisis. Selain itu, tipe tersebut cocok digunakan untuk interaksi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



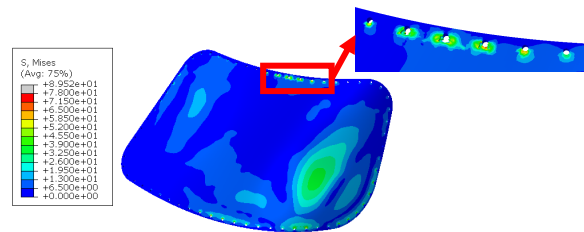
Gambar 6 (a) kondisi batas dan (b) pembebanan pada model windshield

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Simulasi Berdasarkan Set-up Eksperimen

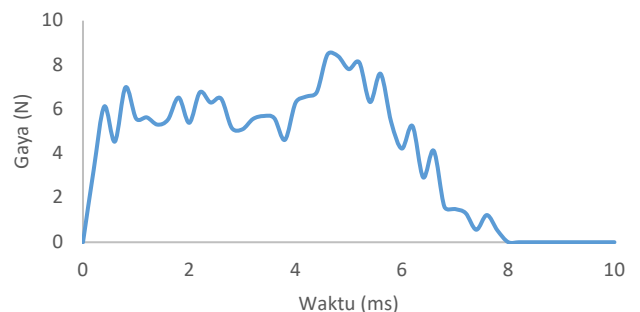
Pada simulasi ini, parameter yang digunakan sesuai dengan regulasi yaitu kecepatan 57,34 m/s, sudut 0° , dan massa burung 0,91 kg. Terlihat pada **Gambar 7**, kerusakan terjadi pada area lubang baut bagian atas. Hal ini dikarenakan arah

tegangan mengalir ke atas sesuai dengan pergerakan material burung.

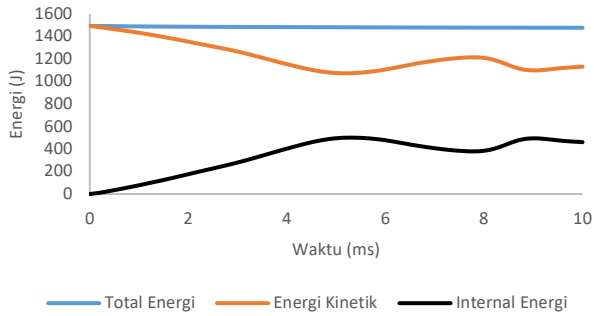


Gambar 7 Aliran tegangan yang terjadi pada windshield

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**.

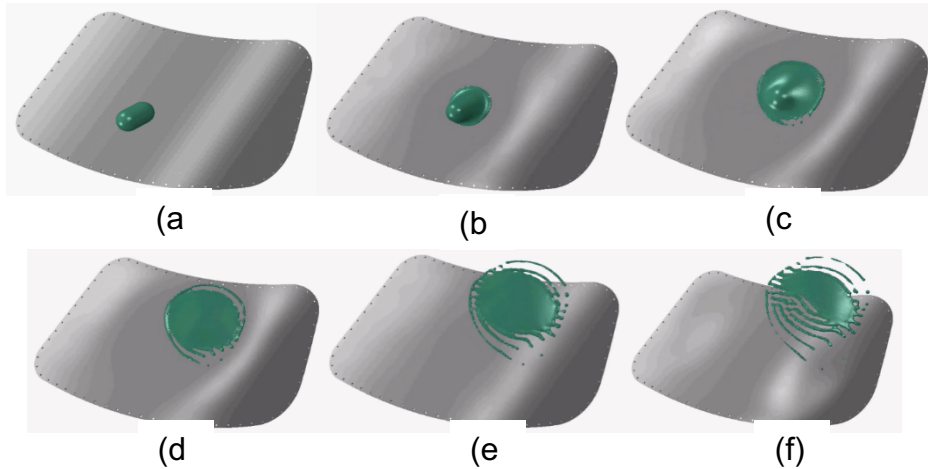


Gambar 8 Gaya yang terjadi pada windshield



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.



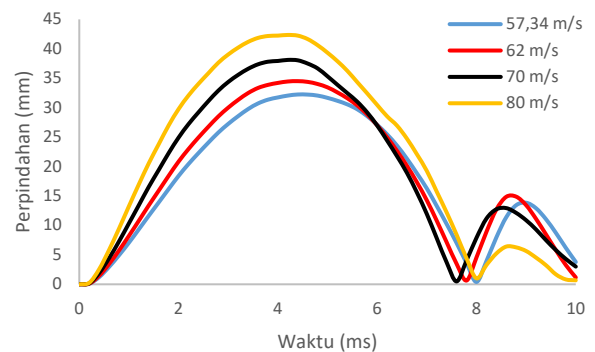
Gambar 10 Visualisasi simulasi *bird strike* untuk sudut 0° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg berdasarkan interval waktu: (a) 0; (b) 2; (c) 4; (d) 6; (e) 8; dan (f) 10 ms

3.2 Simulasi untuk Variasi Kecepatan Tumbukan

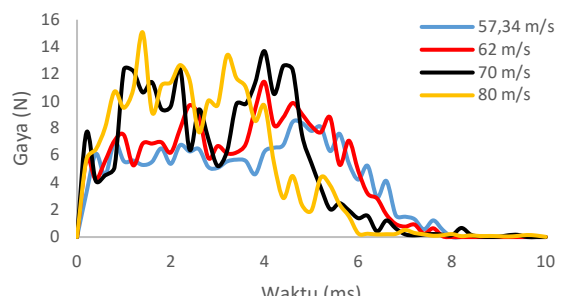
Simulasi dengan variasi kecepatan dilakukan untuk mengetahui respon dinamik *windshield* terhadap perbedaan kecepatan. Simulasi dilakukan pada sudut tumbukan dan massa burung sebagai variabel tetap, yaitu 0° dan 0,91 kg, sedangkan kecepatan yang digunakan 57,34 m/s, 62 m/s, 70 m/s, dan 80 m/s.

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.



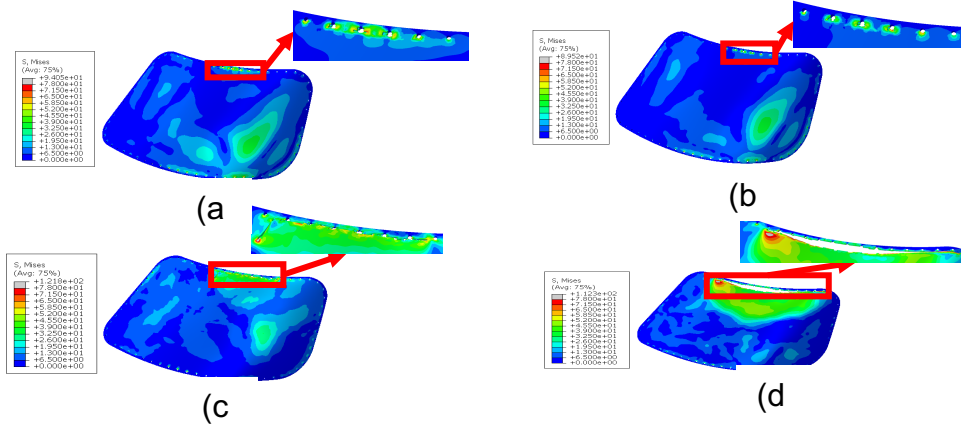
Gambar 11 Perpindahan untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



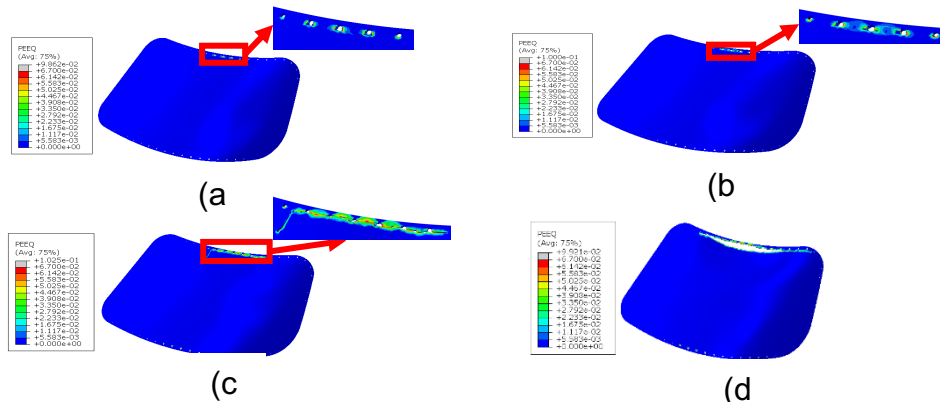
Gambar 12 Gaya tumbukan untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg

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

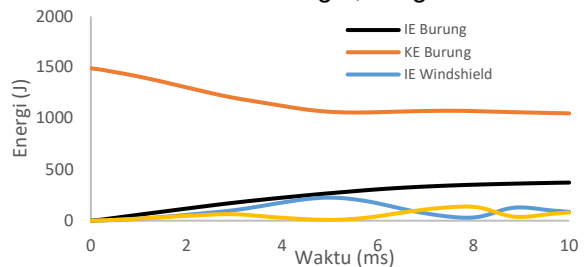
yang lebih dominan terjadi pada area lubang baut bagian atas dikarenakan bentuk geometri *windshield* memiliki kemiringan, sehingga model burung bergerak ke atas selama tumbukan. Pada kecepatan 57,34 m/s, tegangan dan regangan plastis maksimum yang terjadi pada *windshield* sudah melebihi dari nilai 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.



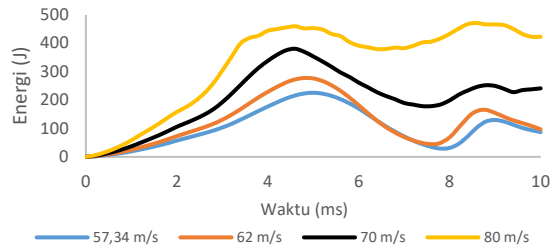
Gambar 13 Distribusi tegangan pada *windshield* untuk variasi kecepatan; (a) 57,34 m/s, (b) 62 m/s, (c) 70 m/s, dan (d) 80 m/s, dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg



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



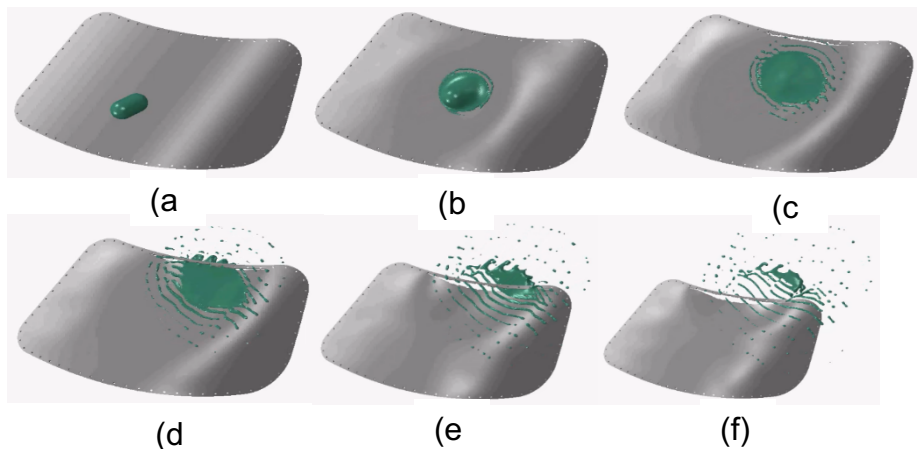
Gambar 16 Energi internal *windshield* untuk variasi kecepatan dengan sudut tumbukan 0° dan massa burung 0,91 kg

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

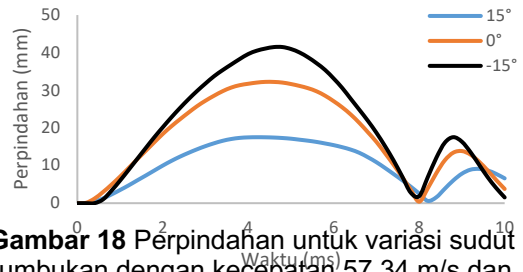
| Kecepatan (m/s) | Energi kinetik (J) | | Energi internal (J) | |
|-----------------|--------------------|-------------------|---------------------|-------------------|
| | Burung | <i>Windshield</i> | Burung | <i>Windshield</i> |
| 57,34 | 1491,797 | 138,42 | 373,25 | 225,7 |
| 62 | 1744,12 | 170,15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



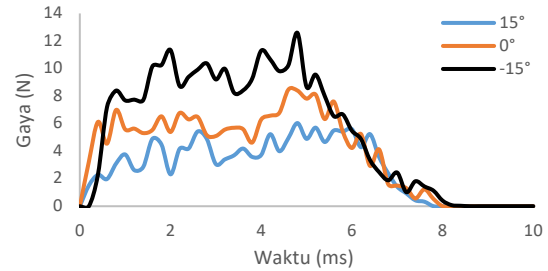
Gambar 17 Visualisasi simulasi *bird strike* untuk sudut 0° dengan kecepatan 80 m/s dan massa burung 0,91 kg berdasarkan interval waktu: (a) 0; (b) 2; (c) 4; (d) 6; (e) 8; dan (f) 10 ms

3.3 Simulasi untuk Variasi Sudut Tumbukan

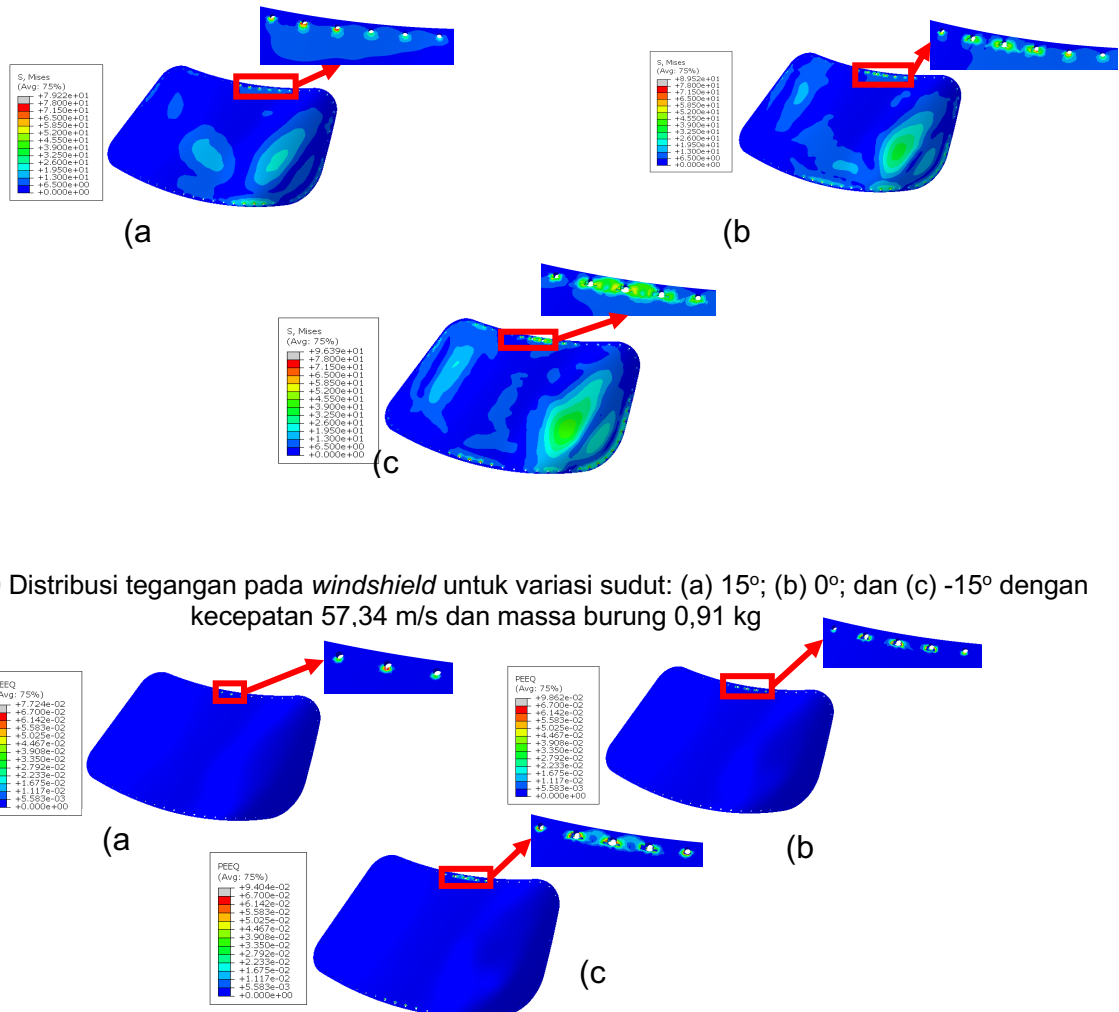
Simulasi dilakukan pada kecepatan tumbukan dan massa burung sebagai variabel tetap, yaitu 57,34 m/s dan 0,91 kg. Variasi sudut tumbukan yang digunakan merujuk pada skripsi Budi Aji Warsyanto [4]. **Gambar 18** menampilkan kurva perpindahan yang menunjukkan bahwa semakin normal sudut tumbukan terhadap *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



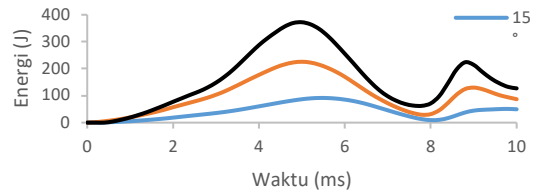
Gambar 20 Distribusi tegangan pada *windshield* untuk variasi sudut: (a) 15°; (b) 0°; dan (c) -15° dengan kecepatan 57,34 m/s dan massa burung 0,91 kg

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

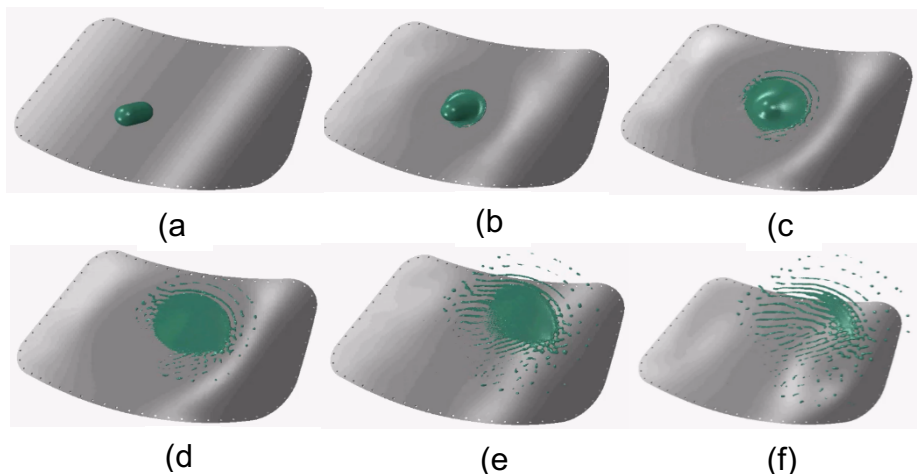
nilai yang sama. Namun, penyerapan energi terbesar terjadi pada kasus -15°. Hal ini disebabkan oleh semakin normal sudut tumbukan menyebabkan peningkatan penyerapan energi oleh *windshield*.



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 | | 59,67 | 195,89 | 91,45 |
| 0 | 1495,98 | 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° , dengan nilai 42,4 mm. Nilai tegangan maksimum terdapat pada kecepatan 70 m/s, sudut 0° , dengan nilai 121,3 MPa. Nilai regangan maksimum terdapat pada kecepatan 70 m/s, sudut 0° , dengan nilai 0,1025. Penyerapan energi maksimum yang dilakukan oleh *windshield* sebesar 471,36 J pada kecepatan 80 m/s dengan sudut 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° . 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/SIMACAEG_SARefMap/simagsa-c-

ctmmeshconverg.htm, diakses tanggal 26 Mei 2023.

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