



Seminar Nasional Ilmu Teknik dan Aplikasi Industri (SINTA)

Alamat Prosiding: sinta.eng.unila.ac.id



Analisis tabrak burung pada *windshield* pesawat komuter 19 penumpang dengan variasi perbedaan massa burung

B A Warsiyanto^a, A Nurrohmad^{b,*}, R Fitriansyah^b, S A Sitompul^a, A B Utama^b

^a Fakultas Teknologi Dirgantara, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Halim Perdanakusuma, Jakarta, Indonesia

^b Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional, Rumpin, Bogor, Jawa Barat, Indonesia

INFORMASI ARTIKEL

ABSTRAK

Riwayat artikel:

Diterima 12 Oktober 2020

Direvisi 15 November 2020

Kata kunci:

Metode elemen hingga
Pesawat 19 penumpang
Tabrak Burung
Windshield

Dalam pengembangan pesawat terbang supaya laik untuk dioperasikan perlu dilakukan proses sertifikasi. Rangkaian kegiatan sertifikasi ini dimaksudkan untuk menjamin bahwa pesawat aman dan memiliki resiko kecelakaan sekecil mungkin. Salah satu tahapan yang harus dilakukan pada proses sertifikasi pesawat 19 penumpang sesuai standar *Civil Aviation Safety Regulation (CASR) 23* adalah uji tabrak burung, khususnya pada komponen *windshield*. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui respon dinamik *windshield* terhadap variasi massa burung. Pemodelan numerik Metode Elemen Hingga eksplisit-dinamik digunakan untuk mensimulasikan fenomena tabrakan burung. Material polimetil metakrilat plastis-elastis (PMMA) dengan kriteria kegagalan *maximum principle strain* digunakan untuk memodelkan respons dinamis *windshield*. Pemodelan numerik divalidasi dengan analisis eksperimental pada kasus serupa yang kemudian digunakan untuk mengetahui pengaruh variasi massa burung terhadap respons dinamis *windshield*. Hasil penelitian diperoleh bahwa massa burung yang menyebabkan respon dinamik *windshield* dalam keadaan elastis, deformasi plastis, dan kegagalan terbesar adalah massa burung sebesar 1,81 kg. *Windshield* area paling atas merupakan bagian terlemah akibat tingginya konsentrasi tegangan.

1. Pendahuluan

Negara Indonesia yang terbentang dari Sabang sampai Merauke memiliki masalah dalam infrastruktur yang tidak merata terutama di kawasan terpencil. Daerah pelosok terutama di kawasan Indonesia timur masih mengandalkan penerbangan perintis untuk alat transportasi utama baik untuk perpindahan manusia maupun untuk mengangkut kebutuhan logistik. Hal ini disebabkan banyaknya daerah pelosok di Indonesia yang memiliki landasan pacu pesawat yang sangat pendek. Permasalahan lain muncul yaitu saat ini kebanyakan pesawat komuter yang digunakan untuk penerbangan perintis berusia diatas 20 tahun (Wahyudi, 2019). Berdasarkan CASR part 23, kategori komuter terbatas pada pesawat multi-mesin yang digerakkan baling-baling yang memiliki jumlah penumpang tidak lebih dari 19 orang (tidak termasuk pilot). Berat lepas landas maksimum yang tersertifikasi pada pesawat komuter adalah 19.000 pon (CASR 23).

Pengembangan pesawat berpenumpang 19 orang yang dilakukan di Indonesia membutuhkan pengujian strukturnya untuk mendapatkan sertifikat laik terbang. Persyaratan tes mengacu pada *Civil Aviation Safety Regulation (CASR) part 23* yang dikeluarkan oleh Kementerian Perhubungan Republik

Indonesia. Salah satu pengujian yang dilakukan untuk mendapatkan *Type Certificate* adalah pada bagian kaca depan pesawat saat menerima beban akibat tabrakan burung. Berdasarkan CASR sub-bagian 23.775, panel *windshield* yang berada di depan pilot harus berfungsi normal, dan struktur penyangga untuk panel ini, harus tahan, tanpa penetrasi, dampak burung seberat dua pon saat kecepatan pesawat terbang. (relatif terhadap burung di sepanjang jalur penerbangan pesawat) sama dengan kecepatan *maximum approach flap* pesawat.

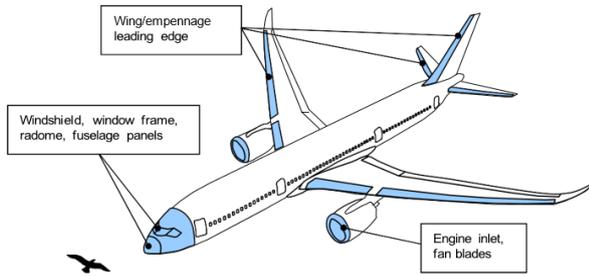
Data dari *Federal Aviation Administration (FAA)* dari USA pada medio 2015 hingga 2019 telah terjadi fenomena tabrakan burung lebih dari 60.663 kali. Tabrakan burung sering terjadi pada ketinggian kurang dari 3.000 kaki (914,4 meter) dengan persentase 95% (FAA, 2019). Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa *take-off, approach, dan landing* menjadi fase penerbangan kritis dalam fenomena tabrakan burung.

Bagian pesawat sayap tetap (*fixed wing*) yang berpotensi menahan tabrakan burung ditunjukkan pada Gambar. 1. Pada helikopter, komponen yang berpotensi menahan serangan burung meliputi *windshield*, panel badan pesawat, dan bilah rotor. Meskipun komponen pesawat juga memiliki kemampuan untuk menahan dampak dari benda lain atau *Foreign Object Damage*

* Abian Nurrohmad.

E-mail: abian.nurrohmad@lapan.go.id.

(FOD), 90% kerusakan disebabkan oleh tabrakan burung (Heimbs, 2011).



Gambar 1. Komponen pesawat yang berpotensi menerima tabrakan burung (Heimbs, 2011)

Dalam proses sertifikasi uji tabrak burung perlu dilakukan pengujian secara eksperimental untuk memperlihatkan fenomena yang sesungguhnya terjadi. Akan tetapi metode ini kurang efektif (tidak dapat memberikan hasil yang berulang karena perbedaan spesies burung) dan kurang efisien (membutuhkan waktu dan biaya dalam proses pembuatan target atau benda uji). Pada tahun 1970 ditemukan metode yang lebih efektif dan efisien yaitu menggunakan perhitungan numerik komputasional (metode elemen hingga) (Hedayati, 2016). Meskipun demikian, eksperimen masih diperlukan untuk memvalidasi metode numerik. Selain itu untuk menerima hasil simulasi numerik dalam proses sertifikasi dibutuhkan data-data eksperimental yang memadai dan terpercaya.

Beberapa peneliti, seperti (Zhu, 2009) telah menyelidiki respon dinamik *windshield* terhadap tabrakan burung menggunakan metode eksperimental dan numerik, (Wang, 2010), (Zhufeng, 2011), dan (Dar, 2013) mensimulasikan secara numerik kerusakan *windshield* dengan bahan polimetil metakrilat (PMMA) terhadap tabrakan burung. (Yuniarti dan Sitompul, 2019) menganalisis pengaruh model dimensi burung berbentuk silinder dan setengah lingkaran dengan menggunakan metode lagrangian dalam pemodelan numeriknya.

Pada penelitian ini dilakukan simulasi tabrak burung untuk mengetahui respon dinamik *windshield* berdasarkan variasi massa burung. Pemodelan dan analisis numerik dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak elemen hingga Simulia Abaqus yang dikembangkan oleh Dassault. Simulasi dilakukan pada variasi massa burung untuk menganalisis penyerapan energi pada *windshield*.

2. Metodologi

2.1 Pemodelan material *windshield*

Pada penelitian ini *windshield* diasumsikan bersifat homogen dan menggunakan kaca organik *Aerospace grade* berbahan dasar PMMA. Karakteristik material *windshield* yang digunakan dalam analisis numerik dapat dilihat pada Tabel 1. Digunakan model material elastoplastik bersamaan dengan kriteria kegagalan *maximum principle strain* didefinisikan untuk mengevaluasi kerusakan pada struktur dan material *windshield*. Kriteria regangan utama maksimum menunjukkan bahwa jika regangan utama dari regangan maksimum melebihi batas yang ditentukan, maka material akan gagal seketika. Kegagalan diprediksi ketika salah satu regangan utama ϵ_1 atau ϵ_2 , yang dihasilkan dari tegangan utama σ_1 atau σ_2 , sama dengan atau melebihi regangan maksimum yang sesuai dengan kekuatan luluh σ_y material dalam tegangan uniaksial atau kompresi. Untuk menghasilkan tegangan regangan prinsip minimum ϵ_1 akan sama

dengan regangan luluh dalam tegangan uniaksial. Jika regangan dinyatakan dalam tegangan, maka berlaku persamaan sebagaimana dibawah ini:

$$\epsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E} - \frac{\nu}{E}(\sigma_2 + \sigma_3), \quad (1)$$

$$\sigma_1 - \nu(\sigma_2 + \sigma_3) \leq \sigma_y, \quad (2)$$

$$\epsilon_{fail} = \epsilon_{total} - \frac{\sigma_{total}}{E} \sigma > Y. \quad (3)$$

Tabel 1. Properti material dari *windshield*

Massa jenis (kg/m ³)	Modulus elastis (GPa)	Rasio poisson	Tegangan luluh (MPa)	Kekuatan tarik (MPa)	Regangan maksimum
1186	3,2	0,4	68	78	0,067

2.2 Pemodelan material burung

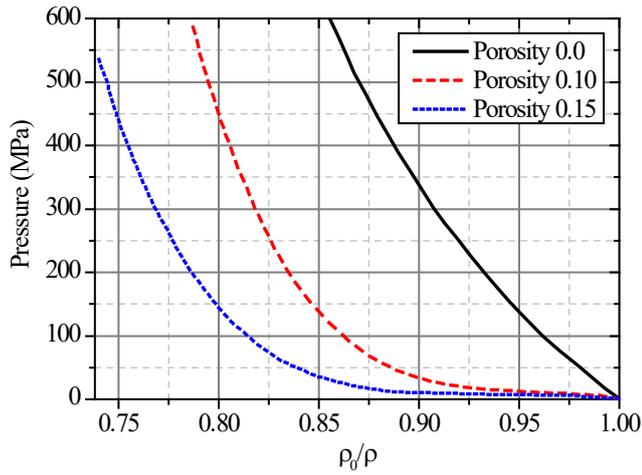
Sebagaimana kita ketahui burung merupakan kombinasi dari daging, darah, dan tulang. Hal ini sulit diterapkan dalam model numerik karena kerumitannya dan membutuhkan waktu yang lama baik ketika proses pemodelan maupun saat running perhitungan. Badan burung sebagian besar terdiri dari air dan berperilaku seperti tubuh yang lembut dan bersifat seperti fluida. Asumsi tubuh burung yang seperti air yang memiliki respon seperti hidrodinamik dapat dimodelkan dalam tabulasi persamaan keadaan / *Equation of State* (EOS). Tabulasi EOS berfungsi untuk merepresentasikan hubungan antara kekuatan material dan tekanan dengan rasio kerapatan. Persamaan keadaan dalam tabular diberikan dalam persamaan sebagai berikut (Dassault Systemes, 2014):

$$P_H = f_1(\epsilon_v) + \rho_0 f_2(\epsilon_v) E_m \quad (4)$$

$f_1(\epsilon_v)$ dan $f_2(\epsilon_v)$ adalah persamaan dalam logaritmik volumetric strain ϵ_v , dengan $\epsilon_v = \ln(\rho_0/\rho)$, dan E_m adalah energi internal dibagi unit massa. Pada kasus region hidrodinamik kontribusi energi internal terhadap tekanan biasanya diabaikan untuk fenomena impact. sehingga, $f_2(\epsilon_v) = 0$ dan $P_H = f_1(\epsilon_v)$. Tabulasi EOS merepresentasikan kurva pada **Gambar 2** hanya perlu mempertimbangkan logaritma natural dari rasio massa jenis ρ_0/ρ . Properti material burung ditampilkan pada **Tabel 2**.

2.3 Model Elemen Hingga dari fenomena impact

Bagian kaca depan atau *windshield* dimodelkan dengan elemen solid menggunakan model Lagrangian seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 3**. *Windshield* terdiri dari 27680 elemen. Ukuran elemen yang lebih kecil dan presisi diterapkan di sekitar area impact karena sebagian besar deformasi terjadi di wilayah sekitar impact ini, sehingga area ini menjadi titik fokus dalam analisis. Variasi massa burung 0,91 kg (2 pon); 1,13 kg (2,5 pon); dan 1,81 kg (4 pon) dimodelkan sebagai silinder. Diameter (D) dan panjang (L) burung berdasarkan variasi massa ditunjukkan pada **Gambar 4**. Burung dimodelkan sebagai benda lunak seperti air dengan pemodelan *smoothed particle hydrodynamic* dengan masing-masing jumlah partikel 6740, 7060, dan 11240 pada massa burung secara berurutan 0,91; 1,13; dan 1,81 kg. Tubuh burung yang telah dimodelkan menjadi partikel ditunjukkan pada **Gambar 5**.

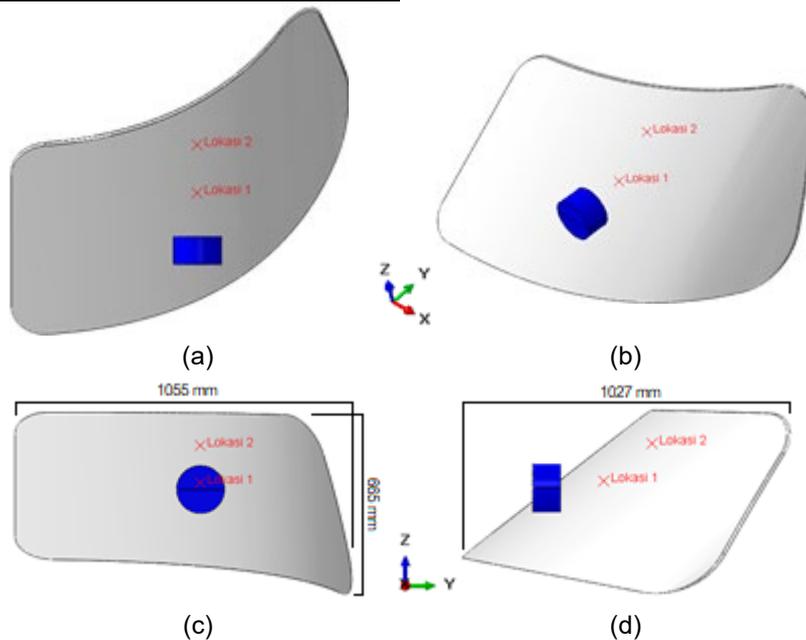


Gambar 2. Kurva Hugoniot dari material burung yang dihomogenisasi seperti air [13]

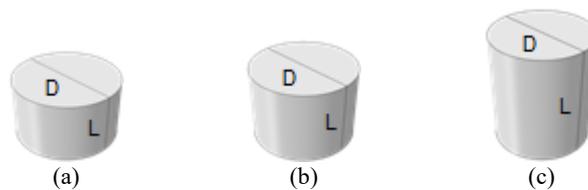
Pada saat fenomena tabrakan burung, elemen-elemen pada *windshield* mengalami distorsi yang besar karena tingkat deformasi yang tinggi. Elemen yang terdistorsi ini harus dihilangkan dari mesh supaya ketika proses *running* dapat berjalan dengan lancar dan untuk menghindari masalah pengurangan *time step*. Penghapusan elemen terdistorsi dilakukan dengan menggunakan *element deletion* pada Abaqus mesh. Kontak antara *windshield* dan burung didefinisikan dengan menggunakan opsi interaksi *general contact* karena merepresentasikan seluruh bagian model yang memiliki kontak. Selain itu, tipe ini cocok untuk interaksi dinamis antara partikel dan elemen Lagrangian. Bagian tepi *windshield* didefinisikan *fully constrained* untuk memberikan *fixed boundary condition*. Lokasi 1 ditandai pada garis tengah *windshield* untuk mencatat nilai perpindahan dan gaya. Dipilih lokasi 1 yang merupakan titik terjauh dari struktur penyangga (tepi *windshield*) dan berhadapan langsung dengan pilot dalam menjalankan tugasnya. Lokasi 2 dipilih untuk menentukan respons *windshield* saat burung meluncur atau mengalami *sliding*.

Tabel 2. Properti material pada burung [13]

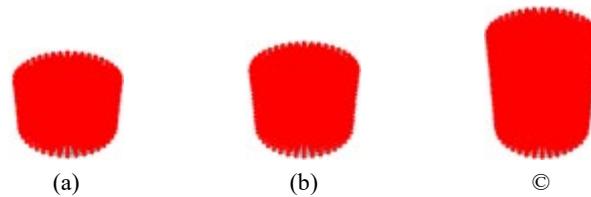
Massa jenis (kg.m ³)	Modulus geser (MPa)	Regangan elastis	Tegangan luluh (MPa)	Tegangan hidrostatik (MPa)	Initial failure
938	10	0.01	0,1	2,75	4 ε _{el}



Gambar 3. Model *Finite element* fenomena impact burung terhadap *windshield* dalam pandangan: (a) atas, (b) isometri, (c) depan, dan (d) samping



Gambar 4. Pemodelan burung dengan variasi massa sebagai berikut: (a) 0.91, (b) 1.13, and (c) 1.81 kg

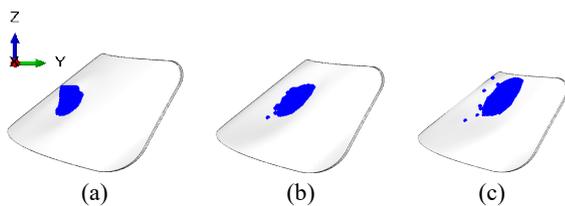


Gambar 5. Model burung setelah dikonversi ke dalam partikel dengan variasi massa sebagai berikut: (a) 0,91, (b) 1,13, dan (c) 1,81 kg

3. Hasil dan pembahasan

3.1 Hasil Simulasi numerik

Simulasi numerik telah dilakukan untuk memprediksi respons dinamis *windshield* untuk variasi massa burung. **Gambar 6** menggambarkan berbagai mode deformasi *windshield* pada interval waktu yang berbeda ketika terkena dampak di lokasi 1 dengan massa burung 0,91 kg, kecepatan 62 m/s, dan sudut tumbukan 0° . *Windshield* tetap dalam keadaan elastis dan mempertahankan bentuk aslinya setelah benturan. Tidak ada tanda-tanda kerusakan atau kegagalan yang diamati pada kecepatan tumbukan ini.

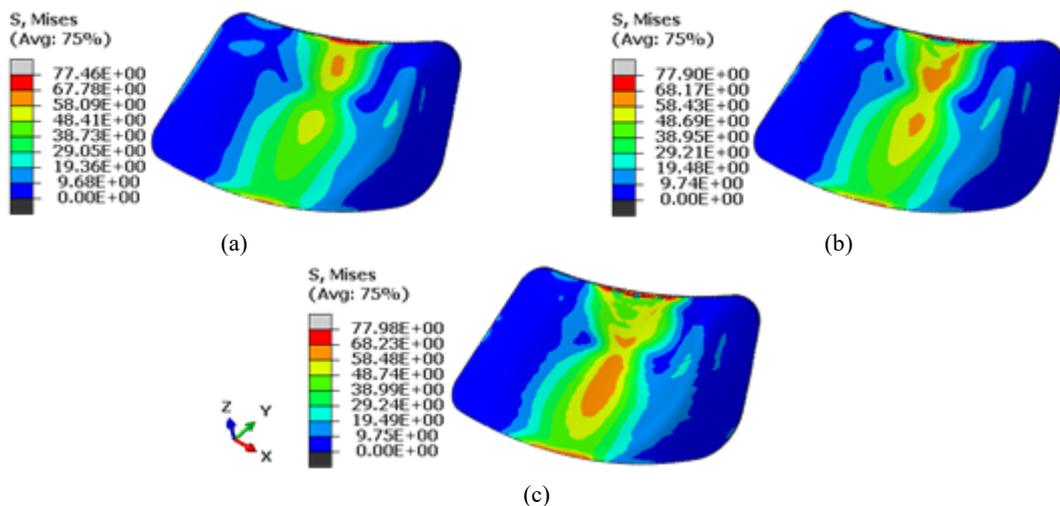


Gambar 6. Simulasi dampak partikel burung pada *windshield* untuk massa burung 0,91 kg (2 pon)

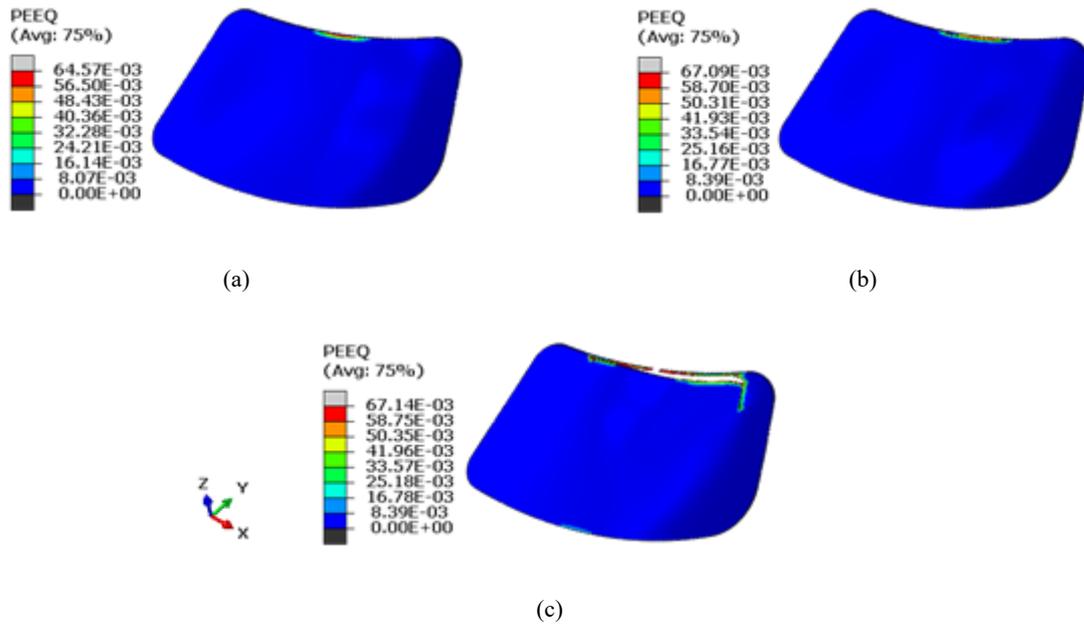
Ketika massa burung bertambah, tegangan meningkat karena gaya tumbukan yang lebih tinggi sehingga *windshield* cenderung berdeformasi secara plastis. Dengan semakin bertambahnya massa burung, *windshield* mencapai batas elastisnya dan mengalami deformasi permanen yang menyebabkan kegagalan

total. Distribusi tegangan pada *windshield* untuk massa burung yang berbeda ditunjukkan pada **Gambar 7**. Pada semua massa burung, tegangan yang terjadi pada bagian paling atas *windshield* telah melebihi kekuatan luluh material (68 MPa) bahkan hampir sama dengan kekuatan maksimum maksimum material (78 MPa) dengan nilai secara berurutan 77,46; 77,90; dan 77,98 MPa. Untuk setiap massa burung, terdapat konsentrasi tegangan di bagian paling atas dan bawah *windshield* yang diindikasikan sebagai lokasi awal kerusakan. Namun konsentrasi tegangan di bagian paling atas lebih dominan daripada yang paling bawah karena geometri *windshield* memiliki kemiringan sehingga burung cenderung bergerak ke atas (vektor antara sumbu y dan z positif pada **Gambar 7**) selama tumbukan.

Daerah regangan plastik pada *windshield* meluas seiring dengan bertambahnya massa burung seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 8**. Regangan plastik terjadi di bagian paling atas *windshield* pada semua massa burung yang menunjukkan bahwa daerah tersebut mengalami tegangan yang melebihi kekuatan luluh material. *Windshield* mulai retak (kerusakan lokal) pada bagian paling atas untuk massa burung 1,13 kg yang dianggap sebagai faktor kritis. Untuk massa burung melebihi 1,13 kg akan terjadi kegagalan global yang memungkinkan burung menembus *windshield*. Kerusakan tersebut disebabkan oleh regangan yang nilainya sama atau melebihi kriteria kegagalan regangan maksimum material yaitu 0,067.



Gambar 7. Distribusi tegangan pada *windshield* untuk variasi massa burung: (a) 0,91 kg, (b) 1,13 kg, dan (c) 1,81 kg

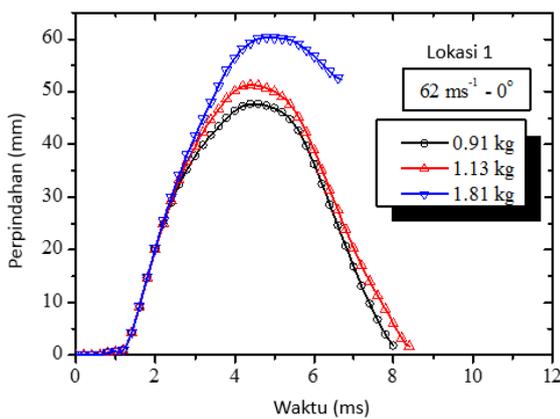


Gambar 8. Area regangan plastis pada *windshield* untuk variasi massa burung: (a) 0,91 kg, (b) 1,13 kg, dan (c) 1,81 kg

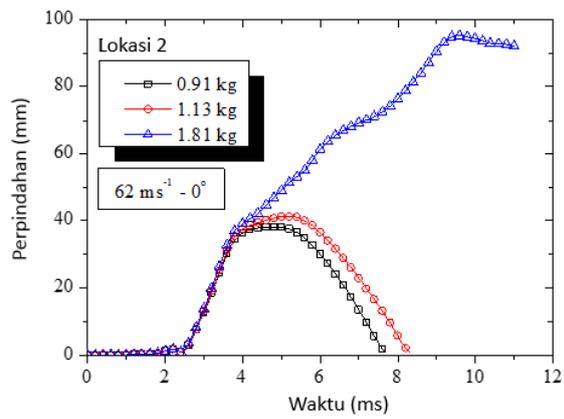
3.2 Diskusi dan pembahasan

Respon dampak *windshield* untuk berbagai massa burung telah diamati. Tercatat bahwa perpindahan normal di semua lokasi pengukur meningkat dengan bertambahnya massa burung. Perpindahan di lokasi 1 (tumbukan awal) ditunjukkan pada **Gambar 9 a**. Waktu untuk mencapai perpindahan maksimum di lokasi 2 meningkat karena jaraknya semakin jauh dari titik benturan (lokasi 1). Plot perpindahan vs waktu untuk variasi massa burung yang berbeda di lokasi 2 ditunjukkan pada

Gambar 9 b. Peningkatan massa burung menyebabkan lebih banyak deformasi di bagian atas *windshield* karena lebih banyak massa burung yang meluncur dan mentransfer lebih banyak energi ke sisi atas. Pada massa burung 1,81 kg terlihat kurva yang tidak konsisten dibanding 2 massa yang lain. Hal ini karena pada massa burung 1,81 kg mengalami kegagalan sehingga deformasi yang terjadi begitu besar pada komponen kaca depan pesawat.



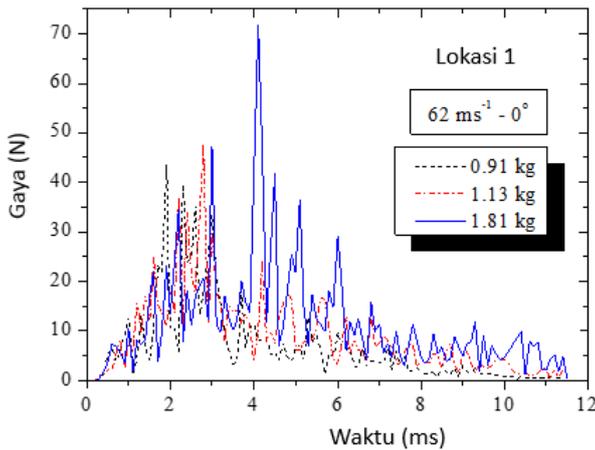
(a)



(b)

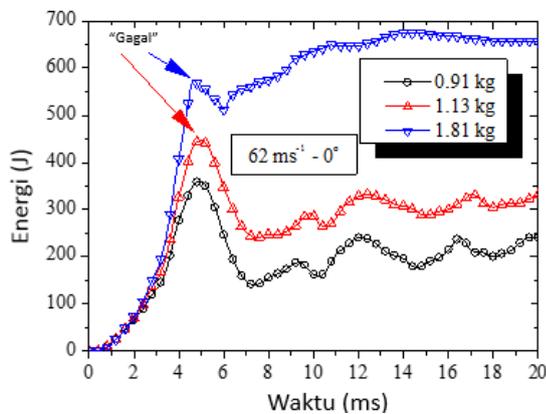
Gambar 9. Plot grafik perpindahan vs waktu pada lokasi 1 (a) dan lokasi 2 (b)

Gaya tumbukan juga meningkat seiring dengan perubahan massa burung seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 10**. Untuk massa sebesar 0,91 kg gaya tumbukan maksimum 43,42 N tercatat pada 1,9 ms yang naik menjadi 71,67 N pada 4,1 ms untuk massa burung 1,81. Peningkatan gaya tumbukan maksimum 1,7 kali lipat terjadi karena perubahan massa burung dari 0,91 kg menjadi 1,81 kg.



Gambar 10. Gaya impact terhadap waktu untuk masing-masing massa burung

Gambar 11 menunjukkan bahwa peningkatan massa burung menyebabkan energi internal *windshield* meningkat, baik nilai maksimum maupun trennya. Kegagalan terjadi pada massa 1,13 dan 1,81 kg pada 5,3 dan 3,2 ms (ditandai dengan "Gagal") dengan daya serap masing-masing 403,27 J dan 567,27 J. Pada massa burung 1,81 kg, tren energi setelah mencapai kegagalan awal cenderung meningkat akibat deformasi besar pada *windshield*. **Tabel 3** menunjukkan perubahan energi kinetik sebelum dan sesudah tumbukan, serta energi internal *windshield* untuk variasi massa burung. Persentase terbesar terjadi pada 1,81 kg dengan nilai 36,51%.



Gambar 11. Penyerapan energi internal pada *windshield* untuk masing-masing massa burung

Tabel 3. Perubahan energi kinetik pada burung sebelum dan sesudah impact, dibandingkan dengan energi internal pada *windshield*

Massa burung (kg)	Energi kinetik (J)		Perbedaan energi kinetik (%)	Internal energi pada <i>windshield</i>
	Sebelum impact	Sesudah impact		
0.91	1736.48	1154.98	33.49	360.76
1.13	2158.87	1416.70	34.38	446.65
1.81	3472.96	2204.88	36.51	675.27

4. Kesimpulan

Perilaku *windshield* terhadap tabrak burung berhasil disimulasikan dan pengaruh parameter berat burung pada respon dinamisnya. Massa burung yang menyebabkan respon dinamik *windshield* dari fase elastis, sampe mengalami deformasi plastis dan kerusakan di area lokal adalah 1,13 kg (2,5 pon). Hal tersebut

ditunjukkan dengan terjadinya kegagalan pada area paling atas dari *windshield*. Namun, massa burung yang menyebabkan respons paling dinamis pada *windshield* adalah 1,81 kg (4 pon). Hal ini ditunjukkan dengan penyerapan energi *windshield* yang lebih tinggi dibandingkan massa burung lainnya. Selain itu persentase perubahan energi kinetik sebelum dan sesudah tumbukan juga paling besar yaitu 36,51%. *Windshield* paling atas merupakan bagian terlemah akibat konsentrasi tegangan (tegangan tinggi) yang berhubungan linier dengan kriteria kegagalan regangan maksimum material.

Ucapan terima kasih

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Bapak Gunawan Setyo Prabowo sebagai Kepala Pusat Teknologi Penerbangan dan Bapak Agus Aribowo sebagai koordinator Program dan Fasilitas yang telah mendukung penelitian ini. Penulis juga mengucapkan terimakasih kepada Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN atas bantuan pendanaan dan fasilitas dalam penelitian ini.

Daftar pustaka

Dassault Systemes. (2014). *Abaqus 6.14 Analysis User's Guide*. Volume 7.

Dassault Systemes. (2011). *A strategy for bird strike simulations using Abaqus-explicit*.

E. Yuniarti dan S. A. Sitompul, (2019). Pengaruh model burung burung silinder dan silinder dengan kedua ujung setengah bola dengan pemodelan elemen hingga kasus tabrak burung, *Jurnal Teknologi Dirgantara*, vol. 17, no. 1, pp. 41-56.

F. S. Wang and Z. F. Yue, (2010). *Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike*, *Materials and Design*, vol. 31, no. 2, pp. 687-695.

Federal Aviation Administration. (4 Maret 2019). FAA Wildlife Strike Database.

M. Wahyudi, (2 Maret 2019). 'N219, Pesawat untuk Landasan Pendek,' <https://money.kompas.com/read/2010/12/31/04573584/n219.pesawat.untuk.landasan.pendek.?page=all>.

R. Hedayati and S. Mojtaba, (2016). *Bird Strike an Experimental, Theoretical, and Numerical Investigation* (Woodhead Publishing, UK).

Republic of Indonesia Ministry of Transportation, (2001). Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23 Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes.

S. Heimbs, (2011). *Computational Methods for Bird Strike Simulations: A review*, *Computers and Structures*, vol. 89, no. 23, pp. 2093-2112.

S. Heimbs, (2011). *Bird Strike Simulations on Composite Aircraft Structures*, European Aeronautic Defence and Space Company, Innovation Works, 81633 Munich, Germany.

S. Zhu, M. Tong, and Y. Wang, (2009). *Experiment and numerical simulation of a full-scale aircraft windshield subjected to bird impact*, Palm Springs, California, USA.

U. A. Dar, W. Zhang, Y. Wu, (2013). *FE analysis of dynamic response of aircraft windshield against bird impact*, *International Journal of Aerospace Engineering*, China.

X. Wang, Z. Feng, F. Wang, and Z. Yue, (2011). *Dynamic response analysis of bird strike on aircraft windshield based on damage-modified nonlinear viscoelastic constitutive relation*, *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 20, no. 6, pp. 407-424.