

INITIAL MODELLING OF BIRD STRIKE BY NUMERICAL SIMULATION IN VARIED L/D RATIO OF BIRD GEOMETRY

Endah Yuniarti¹⁾, Simon Shindu H²⁾, Sahril Afandi Sitompul³⁾

^{1,2,3}Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia
Email : ¹endah.yuniarti13@gmail.com

Abstract

This research studies influence of bird geometry on impact pressures during bird strike, namely Hugoniot and Stagnation pressure through initial modelling by numerical simulations. Bird geometry is capsule or cylinder with hemisphere end. The geometry is simulated with different L/D ratio, 1.4, 1.6, 1.8 and 2.0. Elastic-plastic hydrodynamic material model is used in simulation. Bird model simulations are using lagrangian method and initial velocities are 200 m/s. The results show variation of L/D ratio provide Hugoniot pressure 10-19 times higher than stagnation pressure in L/D = 1.4, 8-18 times in L/D = 1.6, 9-17 times in L/D = 1.8 and 4-16 times in L/D = 2. Hugoniot pressures show higher in ratio L/D = 1.8 and lower in ratio L/D = 1.6. Stagnation pressure show higher in ratio L/D = 2.0 and lower in ratio L/D 1.4.

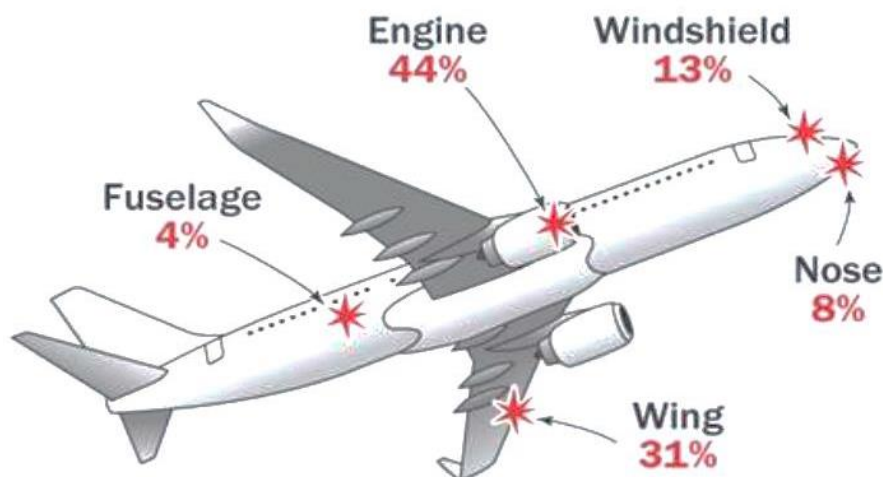
Keywords: *Bird Strike, Numerical Simulation, Bird Geometry, Initial Modelling*

1. Pendahuluan

Fenomena tabrak burung sering terjadi pada saat operasi pesawat terbang yang dapat menyebabkan kerusakan fatal pada struktur pesawat dan mengancam keselamatan operasi penerbangan. Kerusakan struktur pesawat udara dapat menyebabkan kecelakaan dan korban jiwa. Serta kegagalan pada struktur pesawat komersial akibat tabrak burung menyebabkan kerugian ekonomi bagi pelaku industri penerbangan. Hal tersebut berupa biaya langsung perbaikan struktur pesawat dan kerugian penundaan operasi penerbangan.

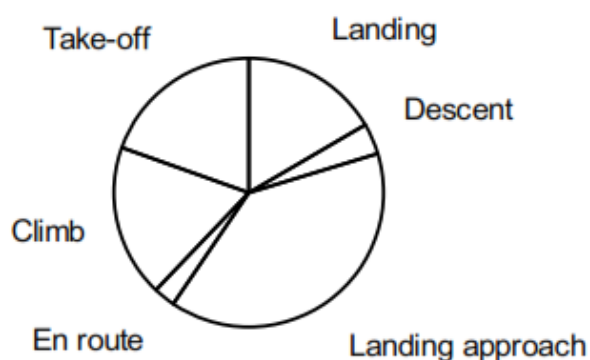
Berdasarkan data yang tersedia, industri penerbangan komersial telah mengalami kerugian besar akibat kejadian tabrak burung. Data dari *International Bird Strike Committee*, 55 kejadian fatal telah terjadi antara tahun 1912 dan 2009, terdapat 108 buah pesawat rusak dan 277 penumpang meninggal. Selama penerbangan militer, korban jiwa dan kerusakan pesawat menunjukkan setidaknya 283 pesawat rusak, menyebabkan 141 kematian antara tahun 1959 dan 1999 [1].

Terkait kerusakan atau kegagalan struktur akibat fenomena tabrak burung rentan terjadi pada struktur permukaan luar pesawat udara. Komponen struktur tersebut berupa nose (8%), *windshield* (13%), *engine* (44%), *wings* (31%), maupun *fuselage* (4%), seperti ditunjukkan pada **Gambar 1**. Tiga perempat lokasi komponen *bird strike* melibatkan *wing* dan *engine*, tetapi *bird strike* ini dapat merusak hampir seluruh bagian pesawat [2].



Gambar 1. Ilustrasi komponen struktur pesawat yang rentan terhadap tabrak burung [2]

Biaya kerugian ekonomi yang diderita oleh maskapai penerbangan karena tabrak burung sangat signifikan. Perkiraan total biaya tahunan yang dikeluarkan untuk kasus tabrak burung untuk seluruh dunia penerbangan komersial adalah 1,28 miliar AS. *International Bird Strike Committee* percaya bahwa jumlah total warga sipil yang tewas dalam kecelakaan yang secara langsung disebabkan oleh kasus tabrak burung setidaknya 242 orang pada tahun 2005 [3]. Kasus tabrak burung terjadi sebagian besar pada fase *landing approach* (**Gambar 2**) atau menjelang pendaratan, hal ini dikarenakan biasanya kawanan burung berada pada ladang atau lahan yang luas seperti pada bandara.



Gambar 2. Fase penerbangan yang sering terjadi kasus tabrak burung [4]

Perancangan yang tahan terhadap *bird strike* awalnya dilakukan dengan metode eksperimen dan analitik agar dapat memprediksi beban dan tekanan dampak burung dan kemungkinan kerusakan atau kegagalan pada beberapa komponen struktur pesawat. Metode eksperimen yang berbiaya besar dan membutuhkan waktu yang lama menjadi tidak praktis bagi pelaku industri pembuatan pesawat. Beberapa penelitian telah mencoba mendekati permasalahan tabrak burung secara analitik, namun memiliki keterbatasan untuk aplikasi geometri yang kompleks dan model material yang nonlinier sehingga jarang digunakan. Perkembangan teknologi komputer yang begitu pesat memudahkan mempelajari fenomena tabrak burung secara numerik (komputasi) sehingga dapat dianalisis secara cepat dan efisien. Oleh karena itu, metode numerik dikembangkan dan diaplikasikan sejak tahun 1970-an dengan tujuan optimasi rancangan guna memastikan sertifikasi uji berhasil dilakukan.

Pemodelan material burung sering menjadi permasalahan utama untuk simulasi numerik tabrak burung. Hal ini karena perilaku material burung yang nonlinier dan geometri

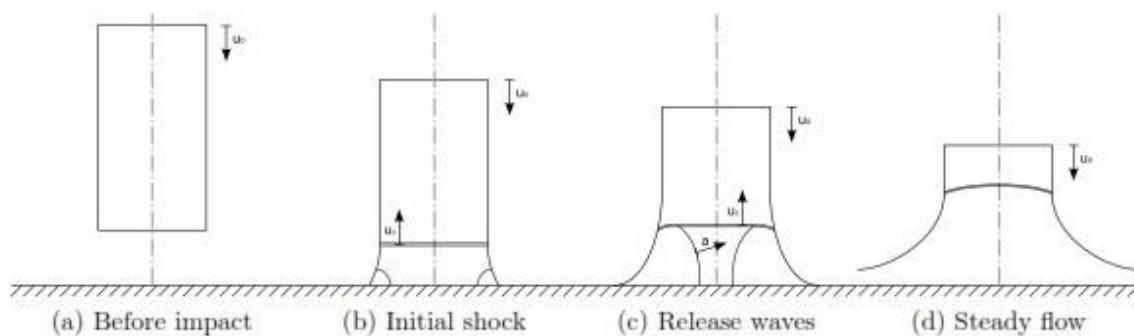
yang kompleks ketika terjadi kontak dengan komponen struktur. Penggunaan metode numerik dalam penelitian ini memudahkan mempelajari fenomena tabrak burung secara cepat, akurat dan efisien sehingga pemilihan model material dan geometri burung dapat mendekati keadaan secara fisik ketika impact burung terjadi.

Tujuan penelitian ini adalah melakukan simulasi numerik pada kasus *bird strike* dengan variasi model material dan geometri burung. Simulasi numerik tersebut akan menunjukkan respon dinamik model burung pada kecepatan tinggi berupa gaya impact yang dihasilkan oleh tumbukan burung. Hasilnya akan menjadi jadi acuan dalam perancangan *bird strike* pada komponen struktur pesawat agar memenuhi standard dan persyaratan yang digunakan pada dunia penerbangan. Pemodelan material dan geometri yang sesuai dengan kondisi fisik akan digunakan selanjutnya dalam simulasi tabrak burung pada komponen struktur pesawat yang rentan terhadap kasus *bird strike*, seperti *windshield*, *radome*, *engine inlet*, *leading edge*. Sehingga proses desain struktur yang tahan terhadap impact dapat dilakukan dengan cepat, akurat serta efisien

2. Metode Penelitian

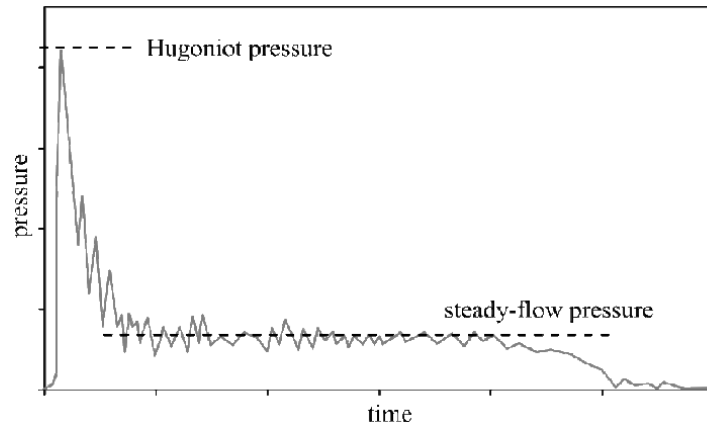
2.1 Teori Hidrodinamika

Wilbeck pada tahun 1978 menggabungkan teori analitik tentang persamaan Rankine-Hugoniot, dihubungkan dengan impact pada air dan dengan bukti dari studi eksperimen kasus tabrak burung, sehingga menghasilkan teori fluida pertama tentang tabrak burung secara komprehensif [5,6,7]. **Gambar 3** menggambarkan empat fase impact dari sebuah silinder fluida terhadap *rigid wall*. Geometri yang lebih kompleks seperti silinder dengan kedua ujung berupa setengah bola memerlukan teori yang lebih lengkap tetapi pada dasarnya mempunyai perilaku yang sama. Perilaku tumbukan terdiri dari empat tahap: a) sebelum tumbukan b) *initial shock* saat kontak tumbukan awal, c) *release wave*, d) aliran deformasi steady.



Gambar 3. Ilustrasi gelombang *shock* dan *release* pada tumbukan *soft body* dengan *rigid wall* [5]

Grafik tekanan tiap saat pada kasus tumbukan antara *soft body* dan permukaan *rigid* ditunjukkan oleh **Gambar 4**.



Gambar 4. Kurva tekanan terhadap waktu pada tumbukan *soft body* dengan permukaan *rigid* [5]

Tekanan puncak awal pada saat kontak kasus tumbukan tegak lurus bidang disebut dengan *Hugoniot Pressure* (P_H).

$$P_H = \rho_0 u_0 u_s \tag{2.1}$$

dengan ρ_0 kerapatan awal impaktor. Tekanan stagnasi (P_s) dapat diformulasikan dengan persamaan Bernoulli:

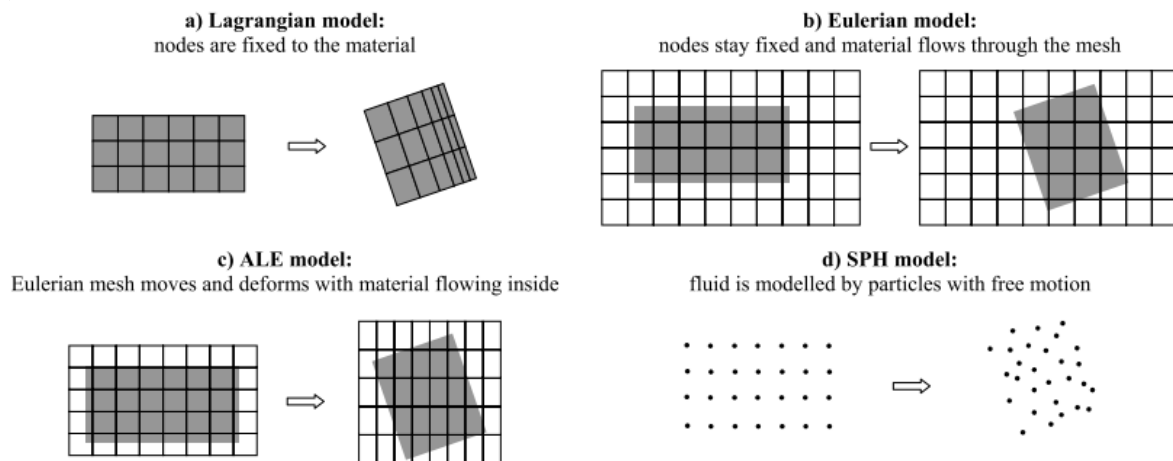
$$P_s = \frac{1}{2} \rho_0 u_0^2 \tag{2.2}$$

Total durasi saat tumbukan, t_D , diperoleh dengan pendekatan waktu yang dibutuhkan impaktor mengalir sepanjang dimensi L impaktor tersebut:

$$t_D = \frac{L}{u_0} \tag{2.3}$$

2.2 Metode Elemen Hingga kasus Tabrak Burung

Metode eksperimen membutuhkan biaya tinggi dan tidak cukup informasi yang diberikan terkait respon struktur pada saat pembebanan. Metode numerik merupakan salah satu upaya untuk mengatasi permasalahan tersebut. Melalui metode numerik penelitian dapat memperoleh kajian data yang berguna seperti distribusi tegangan, perpindahan, serta visualisasi 3D deformasi struktur yang diamati. Metode numerik yang umum digunakan berbasis metode elemen hingga. Pendekatan simulasi untuk tabrak burung yang dilakukan menggunakan *Lagrangian Modeling Method*, *Eulerian Modeling Method*, *Arbitrary Lagrangian-Eulerian Method (ALE)* dan *Smooth Particle Hydrodynamics (SPH)*. Pada penelitian ini metode numerik dengan pemodelan *lagrangian* dipelajari lebih lanjut.

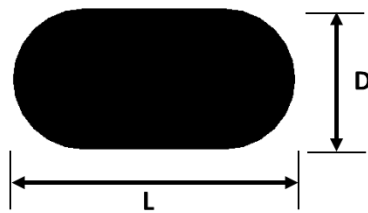


Gambar 5 Pendekatan metode elemen hingga kasus tabrak burung [8]

Karakteristik metode *Lagrangian* merupakan salah satu teknik standard pendekatan berbasis metode elemen hingga pada kasus analisis struktur. Nodal pada *Lagrangian mesh* mewakili material/struktur sehingga masing-masing nodal mengikuti respon struktur ketika terjadi pembebanan, baik berupa gerak maupun deformasi. Kondisi batas terdefinisi dengan jelas dan spesifik.

2.3 Geometri dan Meshing

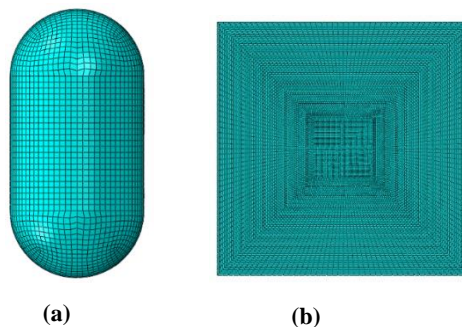
Pada simulasi tabrak burung digunakan pemodelan burung dengan definisi rasio dimensi panjang dan diameter seperti pada **Gambar 6** dan nilai dimensi ditunjukkan pada **Tabel 1**. Pelat memiliki ukuran 1 m x 1 m dipilih dan deformasi burung masih terjadi pada pelat hingga simulasi berakhir.



Gambar 6. Definisi geometri model

Tabel 1. Variasi Dimensi

Ratio (L/D)	Diameter, D (m)	Panjang, L (m)
1.4	0.185	0.132
1.6	0.200	0.125
1.8	0.214	0.119
2	0.228	0.114



Gambar 7. Meshing model (a) burung dan (b) pelat

Meshing pada model burung menggunakan jenis elemen *linear hexahedral C3D8R* dan model pelat dengan jenis elemen *Shell Quad S4R*, seperti ditunjukkan pada **Gambar 7**. Ukuran meshing yang digunakan rata-rata 5 mm, digunakan juga pengaturan *distortion control* dan *enhanced hourglass control* menggunakan software Abaqus, Simulia [9].

2.4 Data Material

Properti material burung yang digunakan ditunjukkan pada **Tabel 2**. Pada tekanan tinggi, material burung didefinisikan menggunakan properti *Equation of State* (EOS) yang diinput seperti pada **Tabel 3**. Pelat didefinisikan sebagai material baja. Data material dan data EOS berdasarkan tabulasi Abaqus [9,10]:

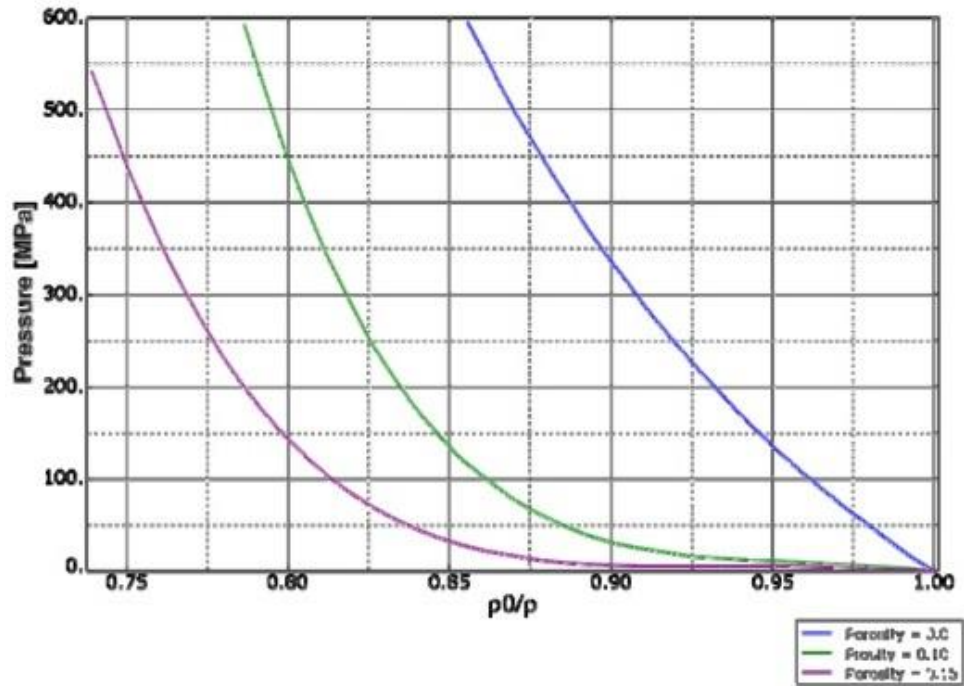
$$p = +\rho_0 f_2(\varepsilon_{vol}) E_m \quad (2.4)$$

dimana, $f_1(\varepsilon_{vol})$ dan $f_2(\varepsilon_{vol})$ adalah fungsi dari regangan volumetrik logaritmik ε_{vol} saja, dengan $\varepsilon_{vol} = \ln \rho_0 / \rho$ dan E_m adalah energi internal per unit massa. Kontribusi energi internal terhadap tekanan dalam hal ini biasanya diabaikan ketika berhubungan dengan

daerah hidrodinamik dari impak, sehingga $f_2(\epsilon_{vol}) = 0$ dan $p = f_1(\epsilon_{vol})$. Nilai $\epsilon_{vol} = \ln \rho_0/\rho$ diambil dari kurva tabulasi Abaqus pada **Gambar 8** dan untuk kasus *zero porosity* dirangkum pada **Tabel 3**. Dimana densitas material burung pada tekanan atmosfer ρ_0 , yaitu sebesar 938 kg/m^3 [10].

Tabel 2. Data Material [10]

Mass (kg)	Density (kg/m ³)	Shear Modulus (GPa)	Yield Stress (MPa)	Hydrostatic Cut-off Stress (MPa)
1,8	938	0,01	0,1	2,75



Gambar 8. Hugoniot curves of water-like homogenized bird materials [10]

Tabel 3. EOS [10]

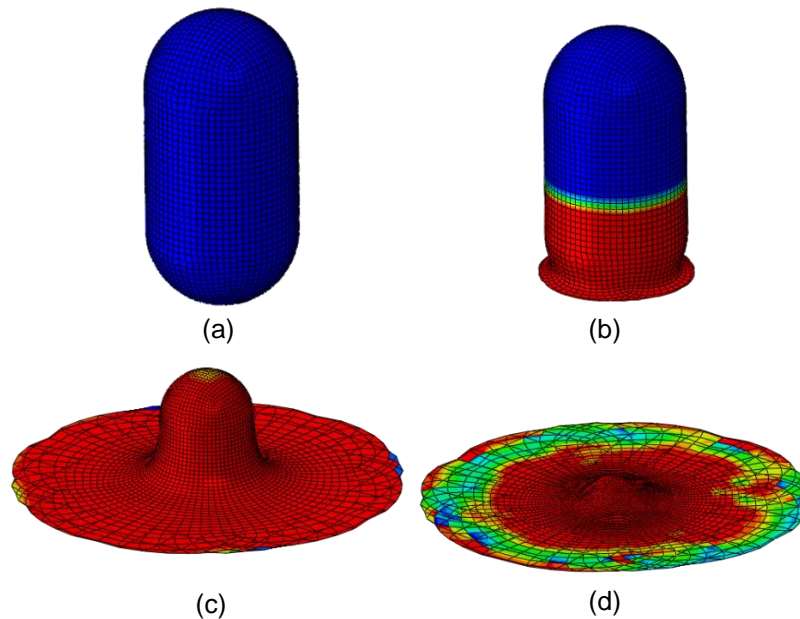
No.	f ₁ (MPa)	f ₂	ε _{vol}	No.	f ₁ (MPa)	f ₂	ε _{vol}
1	0	0	0	14	263.29	0	-0.0878
2	15.82	0	-0.0073	15	289.34	0	-0.0945
3	32.56	0	-0.0139	16	315.39	0	-0.1003
4	51.17	0	-0.0209	17	342.37	0	-0.1071
5	68.85	0	-0.0280	18	370.29	0	-0.1134
6	87.45	0	-0.0347	19	399.13	0	-0.1194
7	106.06	0	-0.0415	20	429.83	0	-0.1258
8	127.46	0	-0.0487	21	460.53	0	-0.1318
9	147.93	0	-0.0551	22	493.09	0	-0.1383
10	168.40	0	-0.0616	23	526.59	0	-0.1444
11	191.66	0	-0.0681	24	561.01	0	-0.1500
12	213.98	0	-0.0746	25	595.43	0	-0.1562
13	238.17	0	-0.0812				

2.5 Kondisi Pembebanan dan Kondisi Batas

Beban impact diberikan dengan variasi kecepatan awal tumbukan pada burung sebesar 150 m/s, 200 m/s dan 250 m/s. Kondisi batas/tumpuan ditentukan pada bagian sisi-sisi ujung pelat dengan kondisi ditahan (*fixed*).

3. Hasil dan Pembahasan

Hasil deformasi dengan model material yang digunakan dapat dilihat pada **Gambar 9**. Dimana **Gambar 9** tersebut mewakili hasil deformasi untuk contoh model yang lain (semua variasi L/D dan kecepatan awal) karena hasil deformasi yang terjadi hampir sama.



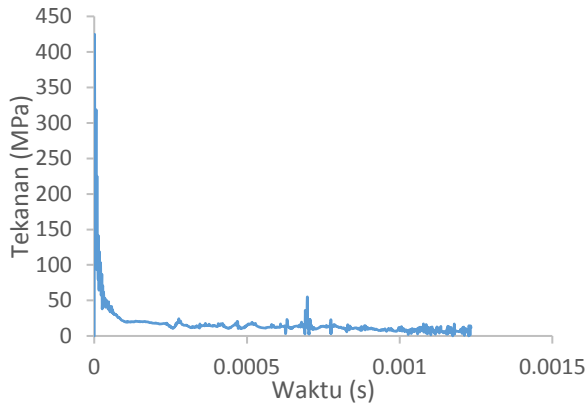
Gambar 9. Pola deformasi burung rasio L/D = 2 pada kecepatan 200 m/s tiap waktu berikut: (a) $t = 0$ s, (b) $t = 6e-05$ s, (c) $t = 2,8e-04$ s, (d) $t = 5,6e-04$ s

Nilai tekanan Hugoniot yang diperoleh dengan cara mengambil data gaya kontak antara burung dan pelat tiap saat dan dibagi dengan area kontak tiap saat. Sementara, nilai tekanan stagnasi diperoleh dengan cara mengintegrasikan nilai tekanan pada selang $\frac{1}{3} t_D$ hingga $\frac{2}{3} t_D$ kemudian dibagi dengan $\frac{1}{3} t_D$. Keluaran simulasi tabrak burung berupa grafik tekanan tiap saat ditunjukkan pada **Gambar 10 - 21**, dimana terlihat bahwa semua grafik memiliki pola grafik tekanan yang sama yaitu tekanan *Hugoniot* di awal impact. Hasil tekanan *Hugoniot* dan tekanan stagnasi dirangkum pada **Tabel 4** dan **Tabel 5**.

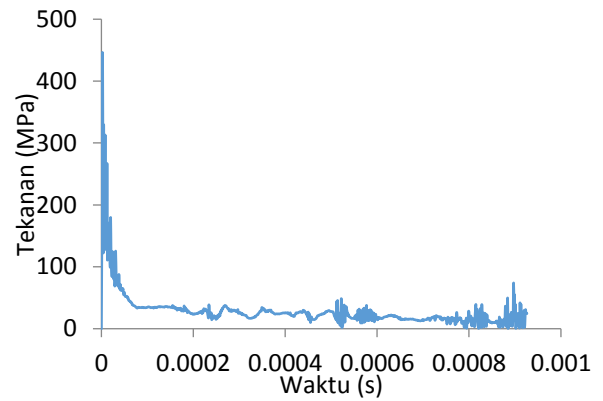
Nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 22-32 kali lipat tekanan stagnasi pada L/D = 1,4 (**Gambar 10-12**). 19-25 kali pada L/D = 1,6 (**Gambar 13-15**). 18-23 kali pada L/D = 1,8 (**Gambar 16-18**). 22-26 kali pada L/D = 2 (**Gambar 19-21**). Nilai tersebut menunjukkan tekanan dapat menjelaskan kegagalan lokal yang terjadi pada kasus tabrak burung. Nilai tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai tertinggi pada rasio L/D 1,6 pada kecepatan 250 m/s yaitu sebesar 873 MPa (**Gambar 15**) dan nilai terendah pada rasio L/D 1,6 pada kecepatan 150 m/s yaitu sebesar 267 MPa (**Gambar 13**).

Pola grafik tekanan impact terhadap waktu pada **Gambar 10** sampai **Gambar 21** menunjukkan tekanan sangat tinggi di awal tumbukan dan tekanan tersebut disebut sebagai Tekanan Hugoniot. Fenomena tersebut disebabkan interaksi kontak dan deformasi antara burung dan struktur pesawat yang dikatakan sebagai *rigid wall*. Saat tumbukan pertama burung dengan *rigid wall*, tekanan pada titik impact meningkat secara cepat akibat *shock*

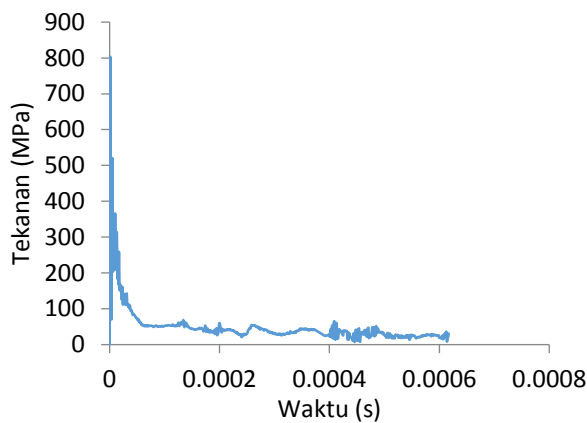
pressure yang timbul. Saat *shock wave* merambat pada *rigid wall*, menyebabkan *rigid wall* bergerak pada arah yang sama dengan kecepatan awal tumbukan burung, pada saat bersamaan permukaan depan burung mengalami ekspansi dan tekanan pada area kontak menurun. Penurunan gaya impact antara burung dan *rigid wall* yang terjadi serta kekakuan flexural *rigid wall* mengurangi kecepatan *rigid wall* sehingga memperbesar gaya impact. Proses ini berulang hingga interaksi *shock wave* dari sumber lain menghilangkan tekanan tinggi.



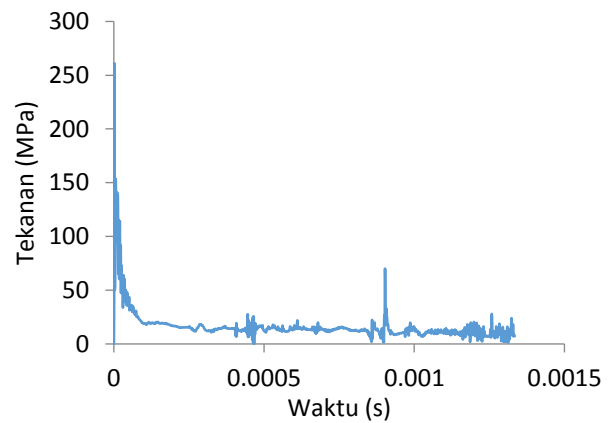
Gambar 10. Tekanan impact terhadap waktu



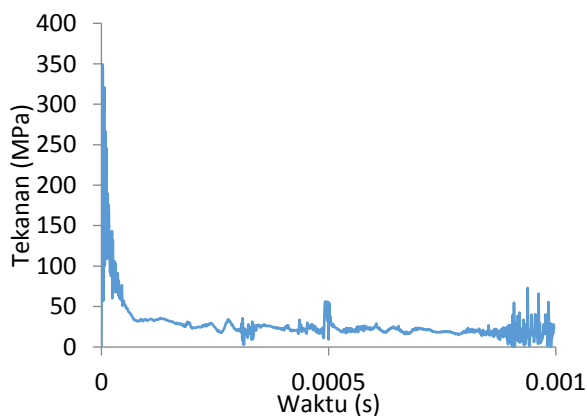
Gambar 11. Tekanan impact terhadap waktu



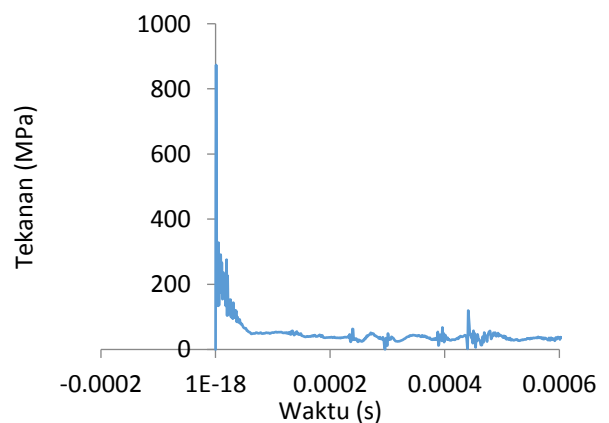
Gambar 12. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,4$ pada $v=250$ m/s



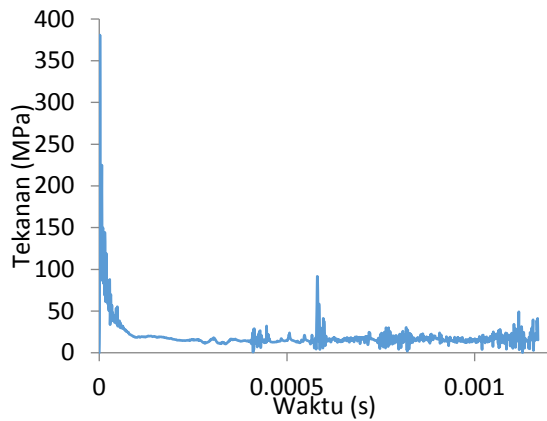
Gambar 13. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,6$ pada $v=150$ m/s



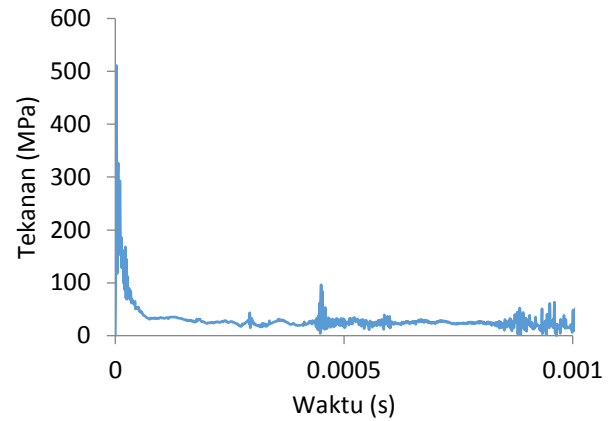
Gambar 14. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,6$ pada $v=200$ m/s



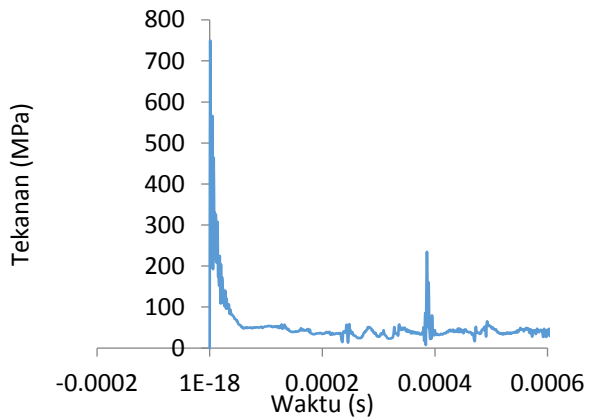
Gambar 15. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,6$ pada $v=250$ m/s



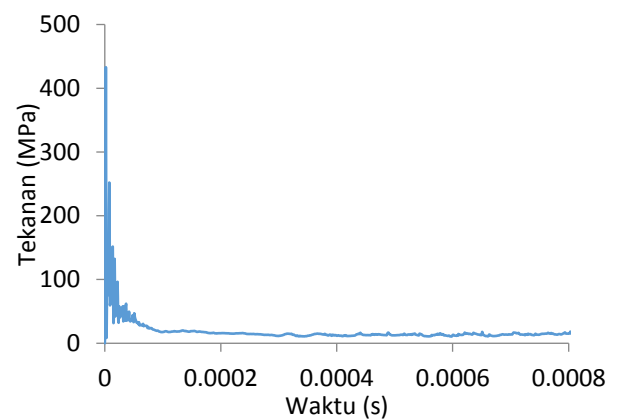
Gambar 16. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,8$ pada $v=150$ m/s



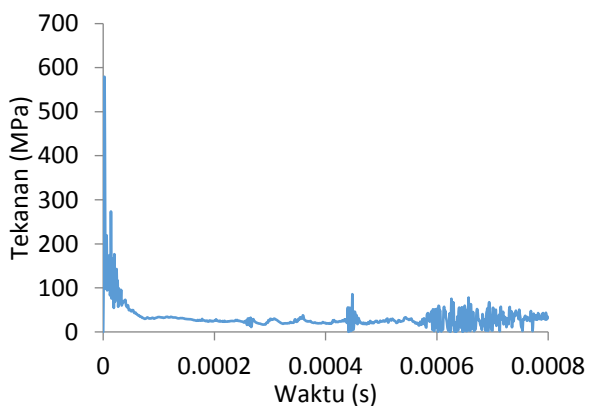
Gambar 17. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,8$ pada $v=200$ m/s



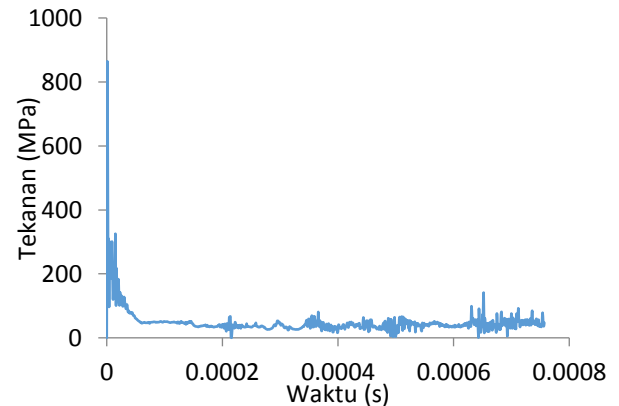
Gambar 18. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,8$ pada $v=250$ m/s



Gambar 19. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=2$ pada $v=150$ m/s



Gambar 20. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=2$ pada $v=200$ m/s



Gambar 21. Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=2$ pada $v=250$ m/s

Tabel 4. Hasil Tekanan Hugoniot

L/D	Tekanan Hugoniot (MPa)		
	150 m/s	200 m/s	250 m/s
1.4	425	446	803
1.6	261	349	873
1.8	381	511	750
2	433	579	865
Rata-rata	375	472	823

Tabel 5. Hasil Tekanan Stagnasi

L/D	Tekanan Stagnasi (MPa)		
	150 m/s	200 m/s	250 m/s
1.4	13.5	16.8	35
1.6	13.6	23.4	36.2
1.8	16.6	25.6	41.3
2	16.7	26.2	37.6
Rata-rata	15	23	38

4. Kesimpulan

Nilai tekanan Hugoniot jauh lebih tinggi sekitar 22-32 kali lipat tekanan stagnasi pada $L/D = 1,4$; 19-25 kali pada $L/D = 1,6$; 18-23 kali pada $L/D = 1,8$; 22-26 kali pada $L/D = 2$. Nilai tersebut menunjukkan tekanan dapat menjelaskan kegagalan lokal yang terjadi pada kasus tabrak burung. Nilai tekanan Hugoniot menunjukkan nilai tertinggi pada rasio $L/D 1,6$ pada kecepatan 250 m/s yaitu sebesar 873 MPa dan nilai terendah pada rasio $L/D 1,6$ pada kecepatan 150 m/s yaitu sebesar 267 MPa. Sedangkan nilai tekanan Stagnasi menunjukkan nilai tertinggi pada rasio $L/D 1,8$ pada kecepatan 250 m/s yaitu sebesar 41,3 MPa dan nilai terendah pada rasio $L/D 1,4$ pada kecepatan 150 m/s yaitu sebesar 13,5 MPa.

Daftar Pustaka

- [1] Allan, J. R., (2000), The costs of bird strikes and bird strike prevention. Human conflicts with wildlife: Economic considerations. *USDA National Wildlife Research Center Symposia*, 147-153
- [2] Nicholson, R dan Reed, William, S., (2011), Strategis For Prevention of Biird Strike Events, *Aero Magazine*, QTR_03, 11, page 17-24, https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/2011_q3/4/
- [3] Thorpe, J., (2005), Fatalities and Destroyed Civil Aircraft Due To Bird Strikes 2002-2004, *Technical Report IBSC27/WP II-3*, International Bird Strike Commitee, Athens
- [4] Blair, A., (2008), Aeroengine Fan Blade Desain Accounting For Bird Strike, *Thesis*, Departmen Aeronautical and Industrial Engineering, The University of Toronto
- [5] Wilbeck, J.S., (1978), Impact behavior of low strength projectiles, *Technical Report AFML-TR-77-134*, Air Force Materials Laboratories, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Wright Patterson Air Force Base, Ohio 45433
- [6] Barber, J.P., Taylor, H.R., dan Wilbeck, J.S., (1978), Bird impact force and pressures on rigid and compliant target, *Technical Report AFFDL-TR-77-60*, Air Force Flight Dynamics Laboratory
- [7] Wilbeck, J.S., Barber, J.P. (1978), Impact bird loading, *The Shock and Vibration Bulletin* 48, 2, 115-122.
- [8] Heimbs, S., (2011), Bird Strike Analysis in Aircraft Engineering: An Overview. *Advances in Mechanical Engineering Research*, Vol 3. Nova Science Publishers, Inc.
- [9] Abaqus Analysis User Manual, Equation of State, Section 22.2.1, Version 6.10
- [10]SIMULIA, *A strategy for bird strike simulations using Abaqus/Explicit*. Dassault Sytemes.