

Analisis Numerik Pengaruh Geometri Burung Berbentuk *Capsule* Terhadap Tekanan Impak Pada Kasus *Bird Strike*

Endah Yuniarti*, Simon Shindu H, Sahril Afandi Sitompul

Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia
*Corresponding Author: endah.yuniarti13@gmail.com

Abstrak – Penelitian ini mempelajari pengaruh geometri burung terhadap tekanan impak pada kasus tabrak burung, yaitu tekanan hugoniot dan stagnasi. Geometri burung berbentuk *capsule* atau silinder dengan kedua ujung setengah bola. Geometri disimulasikan dengan rasio L/D yang berbeda yaitu 1,4; 1,6; 1,8 dan 2. Model material elastis, plastis, hidrodinamik digunakan pada simulasi. Simulasi model burung dilakukan dengan metode *lagrangian* pada variasi kecepatan 100 m/s, 200 m/s dan 300 m/s. Hasil simulasi menunjukkan dengan variasi rasio L/D diperoleh nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada L/D = 1,4, 8-18 kali pada L/D = 1,6, 9-17 kali pada L/D = 1,8 dan 4-16 kali pada L/D = 2. Nilai tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio L/D 1,6 dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi pada rasio L/D 2 pada kecepatan impak 200 m/s dan 300 m/s.

Kata kunci: Tabrak burung, Geometri Burung, Tekanan Impak, Metode Elemen Hingga.

Abstract – This research studies influence of bird geometry on impact pressures during bird strike, namely Hugoniot and Stagnation pressure. 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. Elastic-plastic hydrodynamic material model is used in simulation. Bird model simulation are using lagrangian method and initial velocities are 100 m/s, 200 m/s dan 300 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 lower in ratio L/D = 1.6 compared to other for velocities 200 m/s and 300 m/s and stagnation pressure higher in ratio L/D = 2 for velocities 200 m/s and 300 m/s.

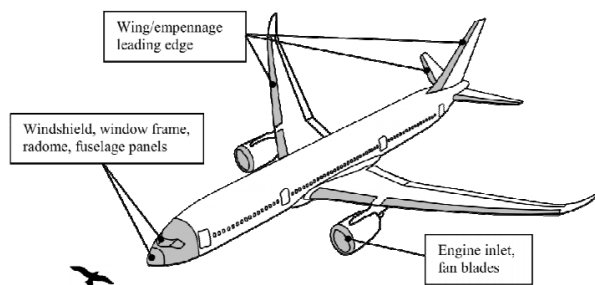
Keywords: Bird Strike, Bird Geometry, Impact Pressure, Finite Element Method.

I. PENDAHULUAN

Kasus tabrak burung (*Bird strike*) biasa juga dikenal *BASH* (*Bird Aircraft Strike Hazard*) didefinisikan sebagai tabrakan antara hewan terbang (pada umumnya burung) dengan kendaraan buatan manusia, khususnya pesawat terbang. Tabrak burung merupakan ancaman yang signifikan terhadap keselamatan penerbangan dan menjadi salah satu penyebab beberapa kecelakaan dengan korban jiwa manusia.

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 *windshield*, *radome*, *fuselage skin/panels*, *fan blade* maupun *inlet engine* [2], seperti ditunjukkan pada Gambar 1.1.



Gambar 1.1 Ilustrasi komponen struktur pesawat yang rentan terhadap tabrak burung [2].

Pemodelan model burung sangat diperlukan guna memprediksi gaya dan tekanan yang ditimbulkan saat impact. Pengujian secara eksperimen akan membutuhkan biaya dan waktu yang lama serta penggunaan burung yang terbatas. Sebelum proses sertifikasi uji tabrak burung, pengujian dilakukan dengan

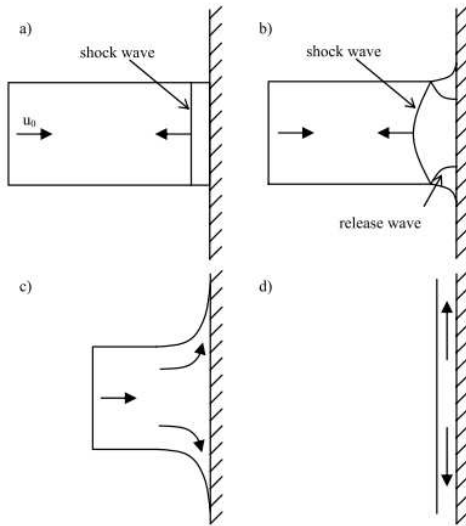
material yang menyerupai perilaku burung, berupa material *gelatine*. Penentuan dimensi dapat dilakukan dengan metode numerik guna memperoleh akurasi impact sebelum pengujian material tersebut.

II. LANDASAN TEORI

Impact antara burung dan komponen struktur menunjukkan burung mengalami deformasi yang berlebihan atau besar dan cenderung mengikuti bentuk permukaan target. Hal ini terjadi ketika tegangan yang ditimbulkan pada saat impact jauh melebihi *yield stress* dari burung tersebut. Perilaku ini dikenal sebagai material '*soft body*', terkait dengan kekuatan/kekakuan material burung yang sangat rendah dibanding dengan komponen struktur yang menjadi target impact. Perilaku material burung yang menyerupai fluida ketika tumbukan dapat dihitung secara analitik menggunakan teori hidrodinamika. Keterbatasan metode analitik karena geometri dan material yang kompleks, dapat dilakukan dengan menggunakan metode numerik yaitu dengan metode elemen hingga.

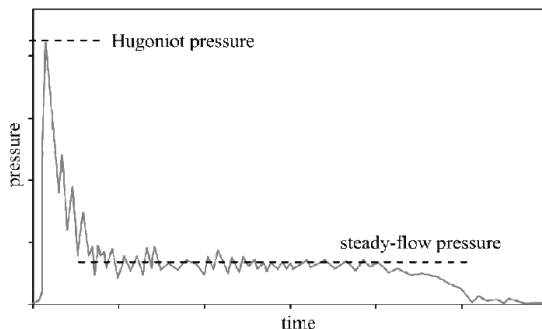
2.1 Teori Hidrodinamika

Penelitian awal tentang tabrak burung pada bidang datar telah dilakukan oleh Wilbeck dan Barber [3-6]. Perilaku tumbukan terdiri dari empat tahap: a) initial shock saat kontak tumbukan awal, b) shock tumbukan menurun, c) aliran deformasi steady dan d) penurunan tekanan, seperti ditunjukkan pada Gambar 2.1.



Gambar 1.1 Ilustrasi gelombang *shock* dan *release* pada tumbukan *soft body* dengan *rigid wall* [2].

Grafik tekanan tiap saat pada kasus tumbukan antara *soft body* dan permukaan *rigid* ditunjukkan oleh Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Kurva tekanan terhadap waktu pada tumbukan *soft body* dengan permukaan *rigid* [2].

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

$$P_H = \rho_0 u_0 u_s \quad (1)$$

dengan ρ_0 kerapatan awal impaktor.

Tekanan stagnasi (P_s) dapat diformulasikan dengan persamaan Bernoulli:

$$P_s = \frac{1}{2} \rho_0 u_0^2 \quad (2)$$

Total durasi saat tumbukan, t_D , diperoleh dengan pendekatan waktu yang

dibutuhkan impaktor mengalir sepanjang dimensi L impaktor tersebut:

$$t_D = \frac{L}{u_0} \quad (3)$$

2.2 Metode Elemen Hingga kasus Tabrak Burung

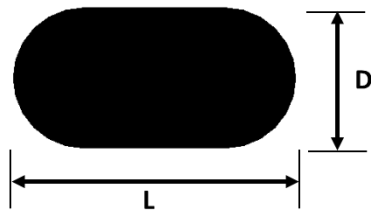
Pengujian secara eksperimen membutuhkan biaya tinggi dan tidak cukup informasi yang diberikan terkait respon struktur pada saat pembebanan. Metode numerik merupakan salah satu upaya untuk mengatasi permasalahan tersebut. Melalui metode numerik penelitian dapat memperoleh kajian data yang berguna seperti distribusi tegangan, perpindahan, serta visualisasi 3D deformasi struktur yang diamati. Perubahan model material dan geometri pada penelitian tidak membutuhkan tambahan biaya dan pengujian yang diperlukan dapat dilakukan lebih cepat, hemat dan akurat.

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)* [2]. Pada penelitian ini metode numerik dengan pemodelan *lagrangian* dipelajari lebih lanjut.

III. PEMODELAN DAN SIMULASI NUMERIK

3.1 Geometri dan *Meshing*

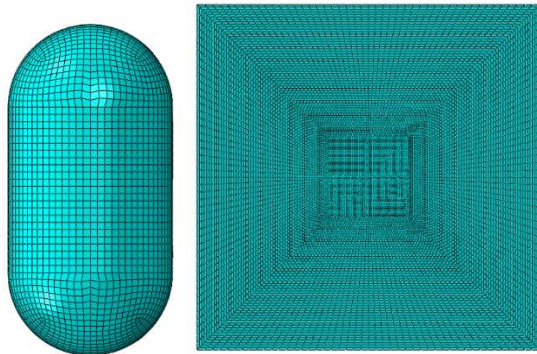
Pada simulasi tabrak burung digunakan pemodelan burung dengan definisi rasio dimensi panjang dan diameter seperti pada Gambar 3.1 dan nilai dimensi ditunjukkan pada Tabel 3.1. Pelat memiliki ukuran 1 m x 1 m dipilih dan deformasi burung masih terjadi pada pelat hingga simulasi berakhir.



Gambar 3.1 Definisi geometri model burung.

Tabel 3.1 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 3.2 Meshing model burung dan pelat.

Meshing pada model burung menggunakan jenis elemen *linear hexahedral C3D8R* dan model pelat dengan jenis elemen *Shell Quad S4R*, seperti ditunjukkan pada Gambar 3.2. Ukuran meshing yang digunakan rata-rata 5 mm. pengaturan *distortion control* dan *enhanced hourglass control* digunakan pada simulasi ini [3].

3.2 Data Material

Properti material burung yang digunakan ditunjukkan pada Tabel 3.2. Pada tekanan tinggi, material burung didefinisikan menggunakan properti Equation of State (EOS) yang diinput seperti pada Tabel 3.3. Pelat didefinisikan sebagai material baja.

Tabel 3.2 Data Material [3]

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

Tabel 3.3 EOS [3]

f1 (MPa)	f2	ϵ_{vol}
0	0	0
15.82	0	-0.0073
32.56	0	-0.0139
51.17	0	-0.0209
68.85	0	-0.0280
87.45	0	-0.0347
106.06	0	-0.0415
127.46	0	-0.0487
147.93	0	-0.0551
168.40	0	-0.0616
191.66	0	-0.0681
213.98	0	-0.0746
238.17	0	-0.0812
263.29	0	-0.0878
289.34	0	-0.0945
315.39	0	-0.1003
342.37	0	-0.1071
370.29	0	-0.1134
399.13	0	-0.1194
429.83	0	-0.1258
460.53	0	-0.1318
493.09	0	-0.1383
526.59	0	-0.1444
561.01	0	-0.1500
595.43	0	-0.1562

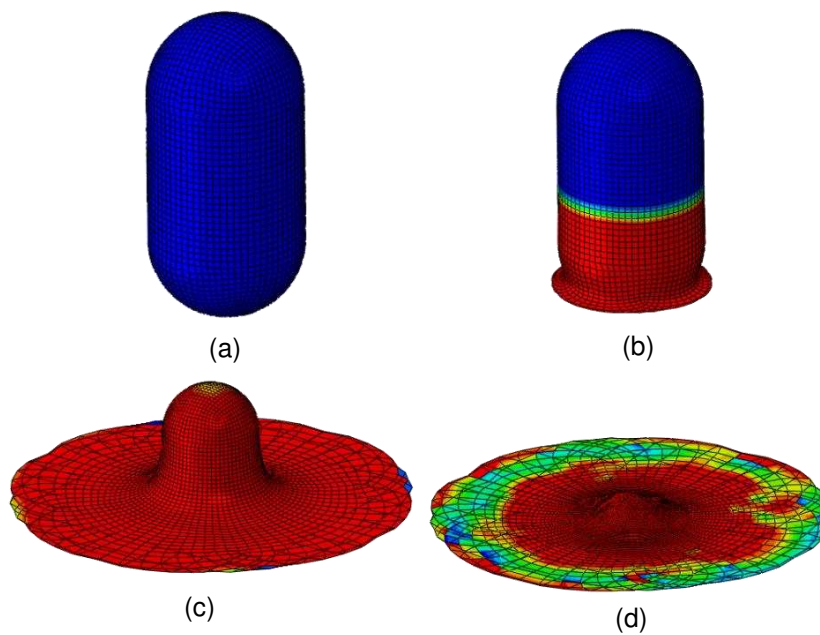
3.3 Kondisi Pembebanan dan Kondisi Batas

Beban impak diberikan dengan variasi kecepatan awal tumbukan pada burung sebesar 100 m/s, 200 m/s dan 300 m/s. Kondisi batas/tumpuan ditentukan pada bagian sisi-sisi ujung pelat dengan kondisi ditahan (*fixed*).

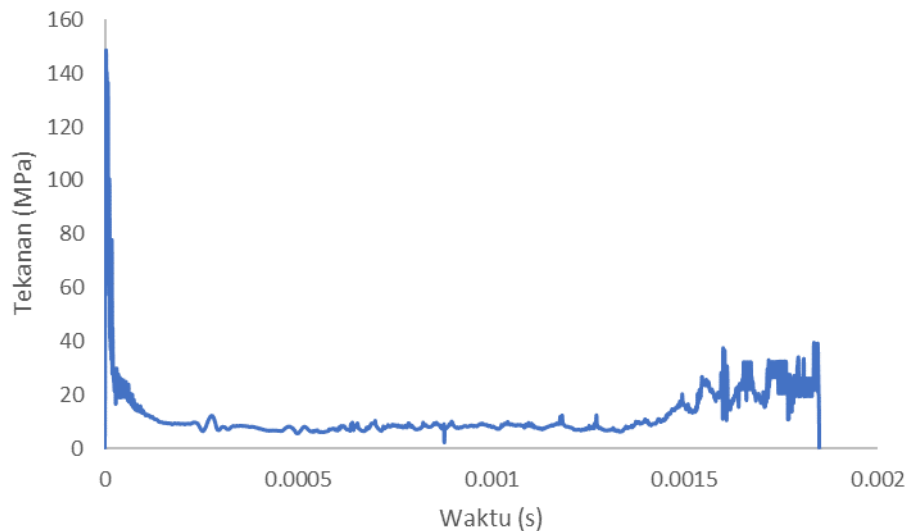
IV. HASIL SIMULASI DAN ANALISIS

Hasil deformasi dengan model material yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 4.1. Nilai tekanan 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 4.2 dan mewakili hasil lain yang memiliki pola grafik tekanan yang sama yaitu tekanan *Hugoniot* di awal impak dan tekanan stagnasi. Hasil tekanan *Hugoniot* dan tekanan stagnasi dirangkum pada Tabel 4.1 dan 4.2.

Nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada $L/D = 1,4$, 8-18 kali pada $L/D = 1,6$, 9-17 kali pada $L/D = 1,8$ dan 4-16 kali pada $L/D = 2$. Nilai tersebut menunjukkan tekanan dapat menjelaskan kegagalan lokal yang terjadi pada kasus tabrak burung. Hasil simulasi tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio L/D 1,6 dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi pada rasio L/D 2 pada kecepatan impact 200 m/s dan 300 m/s.



Gambar 4.1 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.



Gambar 4.2 Tekanan impact terhadap waktu pada kasus rasio $L/D=1,4$ pada kecepatan 100 m/s.

Tabel 4.1 Hasil Tekanan Hugoniot

L/D	Tekanan Hugoniot (MPa)		
	100 m/s	200 m/s	300 m/s
1.4	147	317	531
1.6	159	212	402
1.8	149	355	517
2	125	341	516
Rata-rata	145	306	491

Tabel 4.2 Hasil Tekanan Stagnasi

L/D	Tekanan Stagnasi (MPa)		
	100 m/s	200 m/s	300 m/s
1.4	7.95	24.85	51.16
1.6	8.60	28.71	48.86
1.8	8.55	40.39	52.38
2	7.93	82.08	59.80
Rata-rata	8.26	44.01	53.05

V. KESIMPULAN

Hasil simulasi numerik dengan variasi rasio L/D diperoleh nilai tekanan *Hugoniot* jauh lebih tinggi sekitar 10-19 kali lipat tekanan stagnasi pada $L/D = 1,4$, 8-18 kali pada $L/D = 1,6$, 9-17 kali pada $L/D = 1,8$ dan 4-16 kali pada $L/D = 2$. Nilai tekanan *Hugoniot* menunjukkan nilai yang lebih rendah pada rasio $L/D = 1,6$ dibanding rasio lainnya pada kecepatan 200 m/s dan 300 m/s dan tekanan stagnasi lebih tinggi

pada rasio $L/D = 2$ pada kecepatan impact 200 m/s dan 300 m/s.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Allan, J. R. (2000) *The costs of bird strikes and bird strike prevention. In Human conflicts with wildlife: Economic considerations* (pp. 147-153). Lincoln, NE: USDA National Wildlife Research Center Symposia.
- [2] Sebastian Heimbs (2011) *Bird Strike Analysis in Aircraft Engineering: An Overview*. Advances in Mechanical Engineering Research, Vol 3. Nova Science Publishers, Inc.
- [3] SIMULIA, *A strategy for bird strike simulations using Abaqus/Explicit*. Dassault Sytemes,
- [4] J.P. Barber, H.R. Taylor, J.S. Wilbeck, *Bird impact force and pressures on rigid and compliant target*. Technical Report AFFDL-TR-77-60, Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [5] J.S. Wilbeck, *Impact behavior of low strength projectiles*. Technical Report AFML-TR-77-134, Wright-Patterson Air Force Base, 1978.
- [6] J.S. Wilbeck, J.P. Barber, *Impact bird loading*, The Shock and Vibration Bulletin 48, 2 (1978) 115-122.