

Analisis Umur *Fatigue* Struktur *Float* Pesawat Amfibi Kapasitas 19 Penumpang dengan Pendekatan Numerik

Monica Octavia Rehulina Sibuea¹, Budi Aji Warsiyanto^{1,*}, Riskha Agustianingsih¹, Ade Julizar¹, Erna Shevilia Agustian¹

Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik Dirgantara dan Industri,
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta, Indonesia

Info Artikel

Histori Artikel:

Diajukan: 30 Agustus 2024
Direvisi:
Diterima:

Kata kunci:

aluminium 6061-T6; beban pendaratan air; metode elemen hingga; struktur float; umur *fatigue*

Keywords:

aluminum 6061-T6; fatigue life; finite element method; float structure; water-landing load

Penulis Korespondensi:

Budi Aji Warsiyanto
Email:
budiaji@unsurya.ac.id

ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan menganalisis respons dan umur *fatigue* struktur *float* pesawat amfibi berkapasitas 19 penumpang akibat beban pendaratan air. Struktur *float* aluminium 6061-T6 dimodelkan menggunakan elemen *shell* pada perangkat lunak Abaqus dengan analisis statik. Beban pendaratan direpresentasikan sebagai distribusi tekanan hidrodinamika sesuai CASR Part 23.533(c), sedangkan keandalan model dievaluasi melalui studi konvergensi *mesh*. Respons tegangan dan perpindahan dianalisis pada beban *limit*, beban *ultimate*, serta variasi kecepatan 0,95V_{s0} dan 0,9V_{s0}. Umur *fatigue* dihitung menggunakan kurva S-N aluminium 6061-T6 dan koreksi Goodman berdasarkan tegangan principal maksimum. Hasil menunjukkan bahwa *mesh* 20 mm memberikan hasil konvergen. Pada beban *limit* diperoleh tegangan principal maksimum 137,42 MPa dan perpindahan 13,47 mm, sedangkan beban *ultimate* menghasilkan 304,8 MPa dan 29,43 mm sehingga melampaui tegangan luluh material. Penurunan kecepatan menjadi 0,95V_{s0} dan 0,9V_{s0} menurunkan tegangan menjadi 111 MPa dan 88,46 MPa. Estimasi umur *fatigue* meningkat dari 3,27x10⁴ pendaratan pada beban *limit* menjadi 6,22x10⁴ dan 1,12x10⁵ pendaratan. Area *bow-skin* bawah teridentifikasi sebagai lokasi kritis pada seluruh kondisi.

This study aims to analyze the structural response and fatigue life of the float structure of a 19-passenger amphibious aircraft subjected to water-landing loads. The aluminum 6061-T6 float structure was modeled using shell elements in Abaqus and analyzed using a static approach. The landing loads were represented as hydrodynamic pressure distributions in accordance with CASR Part 23.533(c), while model reliability was evaluated through a mesh convergence study. Stress and displacement responses were analyzed under limit and ultimate loads, as well as at landing-speed variations of 0.95V_{s0} and 0.90V_{s0}. Fatigue life was estimated using the S-N curve of aluminum 6061-T6 and the Goodman mean-stress correction based on the maximum principal stress. The results showed that a mesh size of 20 mm provided converged results. Under the limit load, the maximum principal stress and displacement were 137.42 MPa and 13.47 mm, respectively. Under the ultimate load, these values increased to 304.8 MPa and 29.43 mm, with the resulting stress exceeding the material yield strength. Reducing the landing speed to 0.95V_{s0} and 0.90V_{s0} decreased the maximum principal stress to 111 MPa and 88.46 MPa, respectively. The estimated fatigue life increased from 3.27 × 10⁴ landings under the limit load to 6.22 × 10⁴ and 1.12 × 10⁵ landings at the reduced landing speeds. The lower bow-skin region was identified as the critical area under all analyzed conditions.

Copyright © 2026 Author(s). All rights reserved

I. PENDAHULUAN

Pesawat amfibi menawarkan fleksibilitas operasi pada landasan darat dan perairan sehingga relevan untuk meningkatkan konektivitas wilayah kepulauan [1]. Pada konfigurasi *floatplane*, dua *float* berfungsi sebagai sistem apung sekaligus sebagai struktur penerima beban tumbukan ketika pesawat menyentuh permukaan air. Proses *water entry* menimbulkan tekanan hidrodinamika dan fenomena *slamming* yang dapat menghasilkan beban lokal tinggi dalam waktu singkat [2-4]. Karena beban tersebut terjadi pada setiap pendaratan air, evaluasi struktur tidak cukup hanya didasarkan pada kekuatan statik, tetapi juga perlu mempertimbangkan umur *fatigue*.

Analisis numerik terhadap *float* pesawat berkapasitas 19 penumpang telah dilakukan untuk menilai distribusi tegangan dan perpindahan akibat variasi kecepatan pendaratan air [5]. Penelitian lanjutan juga mengevaluasi penggunaan *carbon-epoxy* untuk mengurangi massa struktur dan menunjukkan bahwa respons *float* sangat dipengaruhi oleh konfigurasi material, ketebalan, dan tingkat tekanan yang diterapkan [6,7]. Kajian desain struktur *float* menggunakan aluminium 6061-T6 dan material alternatif juga telah dilakukan untuk mengevaluasi kekuatan, massa, dan respons struktur terhadap variasi kondisi pendaratan [8-10]. Sementara itu, kombinasi pengujian dan simulasi numerik telah digunakan untuk mengevaluasi respons panel struktur pesawat amfibi akibat tumbukan air [11]. Meskipun demikian, kajian yang mengintegrasikan identifikasi lokasi kritis, variasi kecepatan *landing*, dan estimasi umur *fatigue* pada struktur aluminium 6061-T6 masih terbatas.

Aluminium 6061-T6 dipilih karena memiliki rasio kekuatan terhadap massa yang baik, mudah difabrikasi, dan memiliki ketahanan korosi yang relatif baik. Namun, pembebanan siklik dan lingkungan yang mengandung klorida dapat mempercepat inisiasi retak serta menurunkan umur *fatigue* [12,13]. Evaluasi umur struktur akibat pembebanan berulang juga telah diterapkan pada komponen struktur pesawat lainnya dengan mengombinasikan respons tegangan dan pendekatan umur *fatigue* [14]. Oleh karena itu, evaluasi umur struktur perlu menggunakan tegangan pada lokasi kritis, koreksi pengaruh tegangan rata-rata, serta kurva S-N yang sesuai dengan kondisi material.

Penelitian ini bertujuan menganalisis respons struktur *float* akibat beban pendaratan air pada skenario beban *limit* dan *ultimate*, mengevaluasi pengaruh penurunan kecepatan *landing* terhadap tegangan dan perpindahan, serta mengestimasi umur *fatigue* berdasarkan tegangan *principal* maksimum. Kebaruan penelitian terletak pada penggabungan hasil metode elemen hingga dengan koreksi Goodman serta kurva S-N aluminium 6061-T6. Analisis dibatasi pada model pembebanan statik, material homogen-isotropik, dan tekanan hidrodinamika yang diterapkan sebagai beban terdistribusi; interaksi fluida-struktur transien tidak dimodelkan secara eksplisit.

II. METODE PENELITIAN

II.1 Objek dan Model Struktur

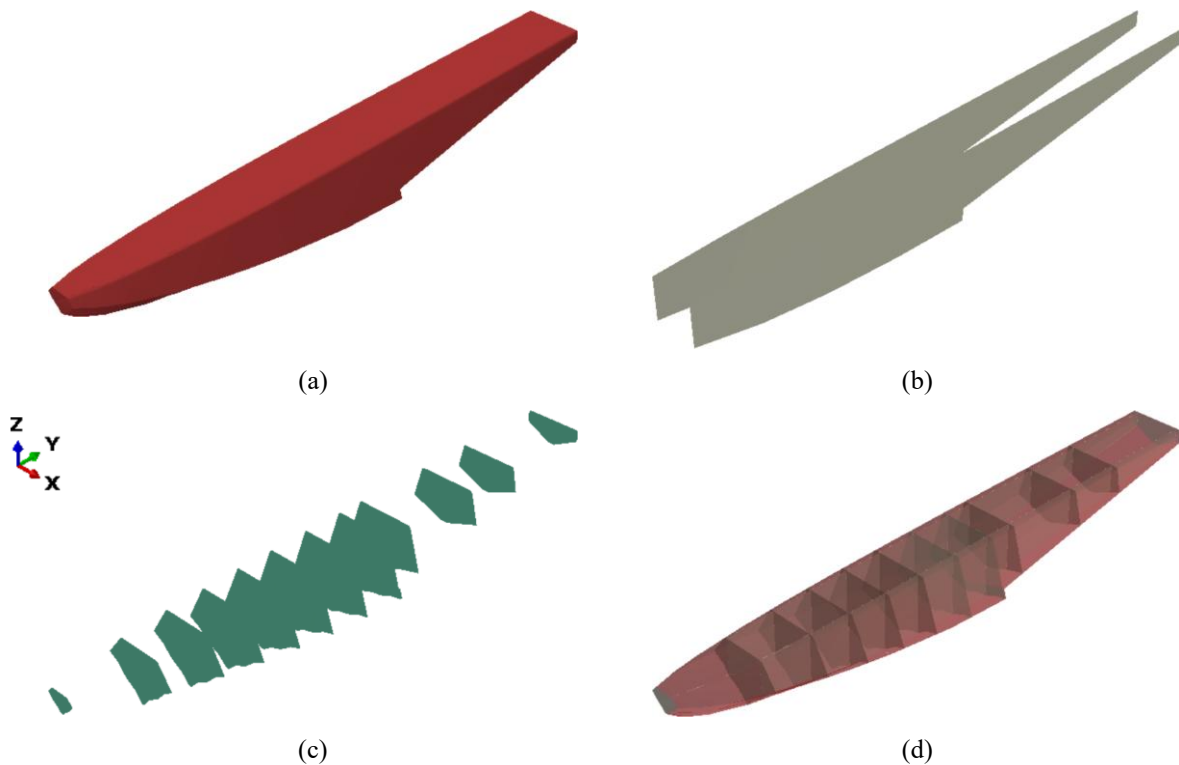
Objek penelitian adalah satu struktur *float* pada konfigurasi *twin-float* untuk pesawat amfibi berkapasitas 19 penumpang. Geometri mengacu pada konfigurasi *float* yang digunakan pada pesawat kelas *Twin Otter*, dengan panjang 9.900 mm, tinggi 1.140 mm, lebar maksimum 1.535 mm, dan sudut *dead rise* 23°. Model terdiri atas *skin*, *frame*, dan *bulkhead* yang dimodelkan sebagai struktur berdingding tipis. Susunan komponen utama ditunjukkan pada Gambar 1. Dimensi dan properti material struktur *float* masing-masing ditunjukkan pada Tabel 1 dan Tabel 2.

Tabel 1 Dimensi model struktur *float*

Panjang <i>float</i>	Tinggi <i>float</i>	Lebar maksimum	Sudut <i>dead rise</i>
9.900 mm	1.140 mm	1.535 mm	23°

Tabel 2 Sifat mekanis aluminium 6061-T6

Densitas	Modulus elastisitas	Poisson ratio	Tegangan luluh	Kekuatan tarik	Regangan patah
2.700 kg/m ³	68,9 GPa	0,33	276 MPa	310 MPa	0,12

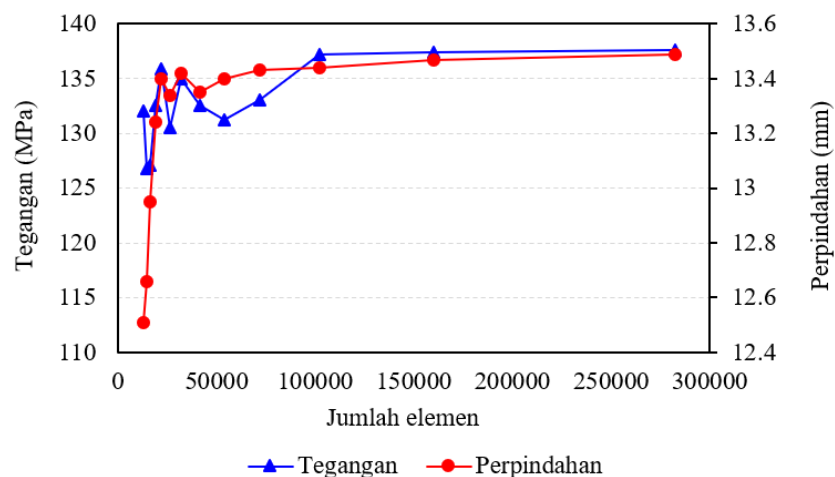


Gambar 1 Model elemen hingga struktur *float* yang terdiri atas *skin*, *frame*, dan *bulkhead*

Ketebalan *skin* dan penguat dibuat bervariasi untuk merepresentasikan konfigurasi konstruksi aktual. Ketebalan *skin* atas dan samping berada pada rentang 1,016–1,6002 mm; *skin* bawah *forebody* 1,27 mm; *skin* bawah *afterbody* 2,54 mm; *bulkhead* 1,016–1,6002 mm; dan seluruh *frame* 1,6002 mm.

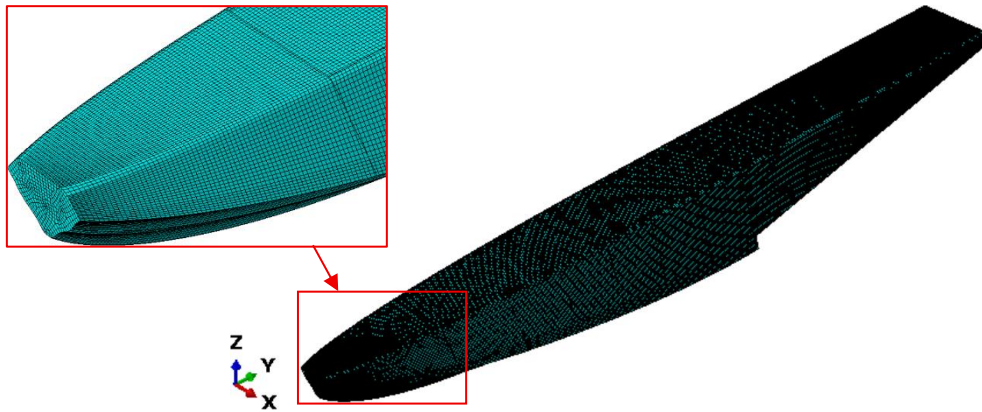
II.2 Pemodelan Elemen Hingga dan Konvergensi *Mesh*

Analisis dilakukan menggunakan Abaqus dengan *step static-general* untuk merepresentasikan pembebanan pendaratan statik. Seluruh komponen dimodelkan menggunakan elemen *shell* (S4R) *quadrilateral-dominated*. Studi konvergensi dilakukan menggunakan ukuran elemen 75–15 mm. Tegangan *principal* maksimum dan perpindahan maksimum digunakan sebagai parameter konvergensi.



Gambar 2 Konvergensi tegangan dan perpindahan terhadap jumlah elemen

Berdasarkan hasil studi, *mesh* 20 mm dipilih karena penurunan ukuran menjadi 15 mm hanya mengubah tegangan dari 137,42 MPa menjadi 137,62 MPa dan perpindahan dari 13,47 mm menjadi 13,49 mm. Perbedaan keduanya sekitar 0,15%, sedangkan jumlah elemen meningkat dari 159.828 menjadi 282.282. Perbandingan hasil konvergensi dan visualisasi *mesh* terpilih ditunjukkan secara berturut-turut pada Gambar 2 dan Gambar 3. Ringkasan hasil studi konvergensi *mesh* ditunjukkan pada Tabel 3.



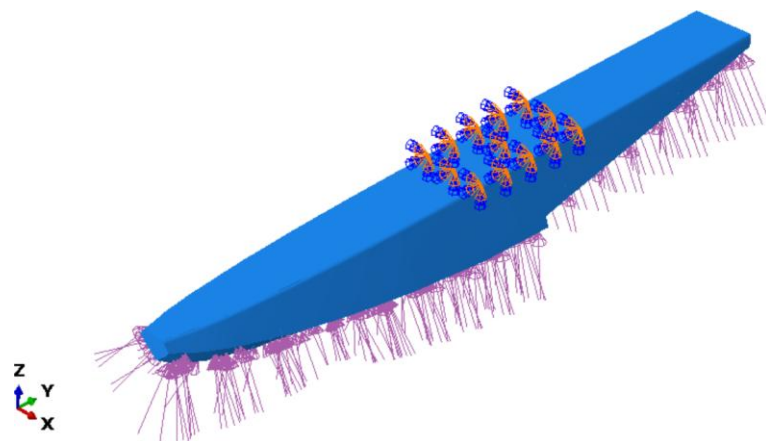
Gambar 3 Mesh 20 mm pada struktur *float*

Tabel 3 Studi konvergensi *mesh*

<i>Mesh</i> (mm)	Jumlah elemen	Perpindahan (mm)	Tegangan (MPa)
75	12.701	12,51	132,02
50	26.329	13,34	130,51
30	71.868	13,43	133,01
20	159.828	13,47	137,42
15	282.282	13,49	137,62

II.3 Kondisi Batas dan Pembebanan

Kondisi batas diterapkan pada area *skin* yang terhubung dengan *landing-gear strut*. Derajat kebebasan translasi dan rotasi pada area tersebut dibatasi untuk merepresentasikan transfer beban dari *float* menuju struktur pesawat. Tekanan hidrodinamika diterapkan pada seluruh *lower surface* dan dibuat berubah terhadap posisi memanjang menggunakan *expression field*. Konfigurasi kondisi batas dan arah tekanan hidrodinamika ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar 4 Kondisi batas pada sambungan *float-strut* dan distribusi tekanan hidrodinamika pada *lower surface*

Besarnya tekanan dihitung mengikuti pendekatan tekanan dasar *float* berdasarkan CASR Part 23.533(c) [15]. Tekanan merupakan fungsi konstanta desain, faktor pembobotan posisi, kecepatan *stall* pada konfigurasi *landing*, dan sudut *dead rise*. Hubungan yang digunakan dituliskan pada Persamaan (1), dengan p dalam psi, $C_4 = 0,078C_1$, $C_1 = 0,012$, K_2 sebagai faktor posisi, V_{s0} dalam *knot*, dan β sebagai sudut *dead rise*.

$$p = \frac{C_4 K_2 V_{s0}^2}{\tan \beta} \quad (1)$$

Kecepatan dasar yang digunakan adalah $V_{s0} = 45,4 \text{ knot}$. Selain kondisi dasar, dilakukan analisis pada $0,95V_{s0}$ dan $0,9V_{s0}$. Variasi kecepatan tidak dimasukkan sebagai kecepatan awal dalam analisis transien, melainkan dikonversi menjadi distribusi tekanan ekuivalen. Analisis *fatigue* hanya dilakukan pada kondisi yang masih berada dalam domain elastik.

II.4 Estimasi Umur *Fatigue*

Umur *fatigue* dihitung dari tegangan *principal* maksimum pada lokasi kritis. Tegangan hasil simulasi dikalikan faktor konservatif 1,5 untuk mewakili pengaruh kualitas permukaan dan sambungan struktur. Pembebanan diasumsikan berupa siklus *zero-to-tension* sehingga tegangan minimum sama dengan nol dan tegangan amplitudo sama dengan tegangan rata-rata, yaitu setengah tegangan maksimum efektif.

Pengaruh tegangan rata-rata dikoreksi menggunakan hubungan Goodman pada Persamaan (2), dengan $\sigma_{a,eq}$ sebagai tegangan amplitudo ekuivalen, σ_a sebagai tegangan amplitudo, σ_m sebagai tegangan rata-rata, dan $\sigma_u = 310 \text{ MPa}$ sebagai kekuatan tarik maksimum. Nilai $\sigma_{a,eq}$ dipetakan pada kurva S-N aluminium 6061-T6. Kurva yang digunakan merepresentasikan data kondisi lingkungan NaCl, sehingga hasil diperlakukan sebagai estimasi konservatif [13].

$$\sigma_{a,eq} = \frac{\sigma_a}{1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_u}} \quad (2)$$

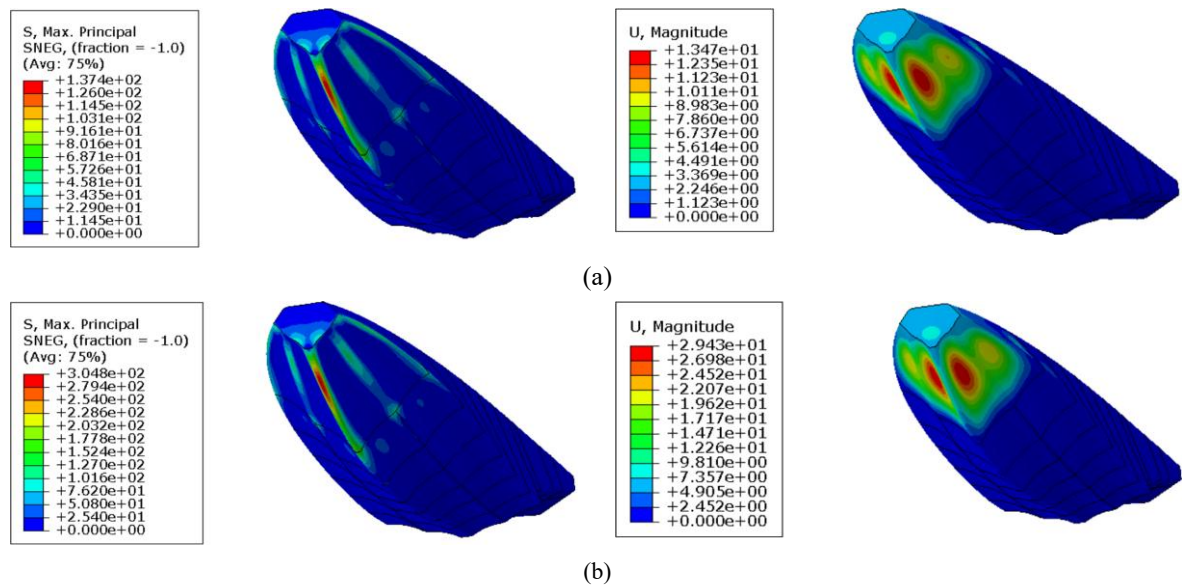
Jumlah siklus hasil kurva S-N dikonversi menjadi jumlah pendaratan dengan asumsi lima siklus *slamming* untuk setiap pendaratan air. Kondisi dengan tegangan melebihi tegangan luluh tidak dihitung sebagai *fatigue* karena respons tersebut lebih tepat dikategorikan sebagai kegagalan statik.

III. HASIL DAN DISKUSI

III.1 Respons Beban *Limit* dan *Ultimate*

Pada beban *limit*, tegangan *principal* maksimum mencapai 137,42 MPa dan masih berada di bawah tegangan luluh aluminium 6061-T6 sebesar 276 MPa. Perpindahan maksimum sebesar 13,47 mm. Kontur tegangan menunjukkan konsentrasi pada area *bow-skin* bawah, yaitu daerah yang menerima tekanan tinggi sekaligus mengalami perubahan kekakuan akibat geometri *forebody* dan jarak antar-penguat.

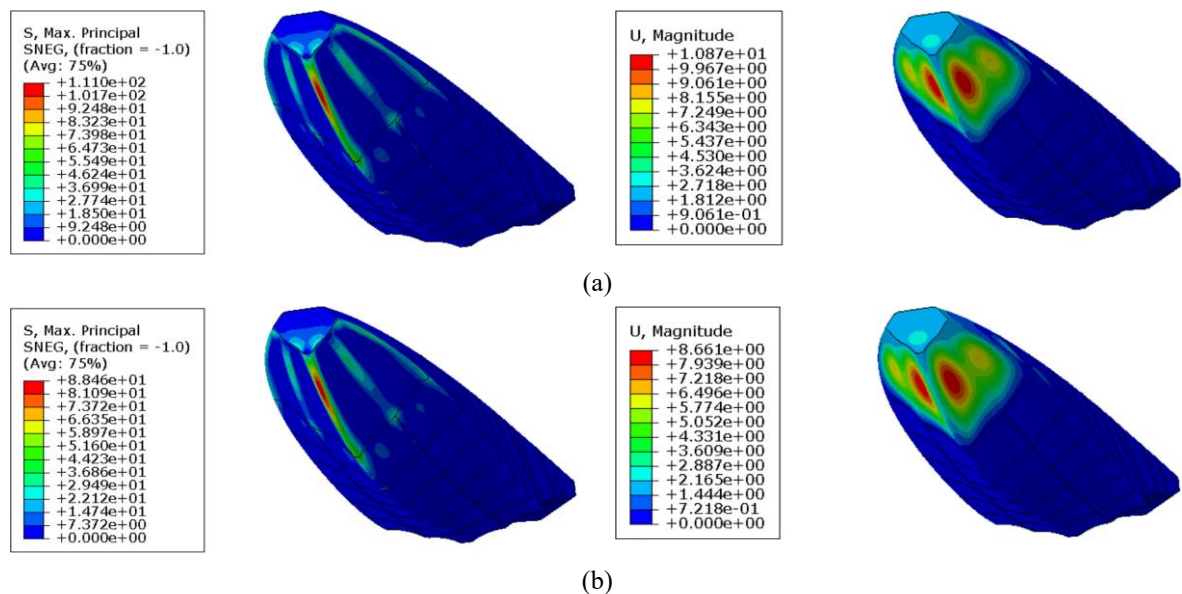
Pada *load case ultimate*, tegangan *principal* maksimum meningkat menjadi 304,8 MPa dan perpindahan maksimum menjadi 29,43 mm. Tegangan *principal* maksimum sebesar 304,8 MPa melampaui tegangan luluh 276 MPa, sehingga kondisi ini tidak lagi memenuhi asumsi elastik linier dan tidak digunakan dalam estimasi umur *fatigue*. Meskipun magnitudo respons meningkat, lokasi tegangan kritis tetap berada pada *bow-skin* bawah. Kesamaan lokasi kritis menunjukkan bahwa jalur beban dan distribusi kekakuan global tidak berubah secara signifikan pada kedua *load case*. Kontur tegangan kedua kondisi ditunjukkan pada Gambar 5.



Gambar 5 Tegangan *principal* dan perpindahan pada (a) beban *limit* dan (b) load case *ultimate*

III.2 Pengaruh Variasi Kecepatan *Landing*

Penurunan kecepatan *landing* menurunkan tekanan hidrodinamika karena tekanan berbanding dengan kuadrat kecepatan. Pada $0,95V_{s0}$, tegangan *principal* maksimum turun menjadi 111 MPa dan perpindahan maksimum menjadi 10,87 mm. Pada $0,9V_{s0}$, tegangan turun menjadi 88,46 MPa dan perpindahan menjadi 8,661 mm (lihat Gambar 6). Hubungan ini menunjukkan bahwa pengendalian kecepatan saat *water landing* merupakan parameter operasional yang sangat berpengaruh terhadap *demand* struktur. Walaupun magnitudo tegangan dan perpindahan menurun, lokasi kritis tetap berada pada *bow-skin* bawah. Dengan demikian, penurunan kecepatan tidak mengubah karakteristik global deformasi, tetapi mengurangi intensitas respons pada lokasi yang sama. Kecenderungan tersebut sejalan dengan penelitian terdahulu yang menunjukkan bahwa perubahan kondisi dan kecepatan pendaratan memengaruhi intensitas tekanan hidrodinamika dan respons struktur *float* [4,5,10].

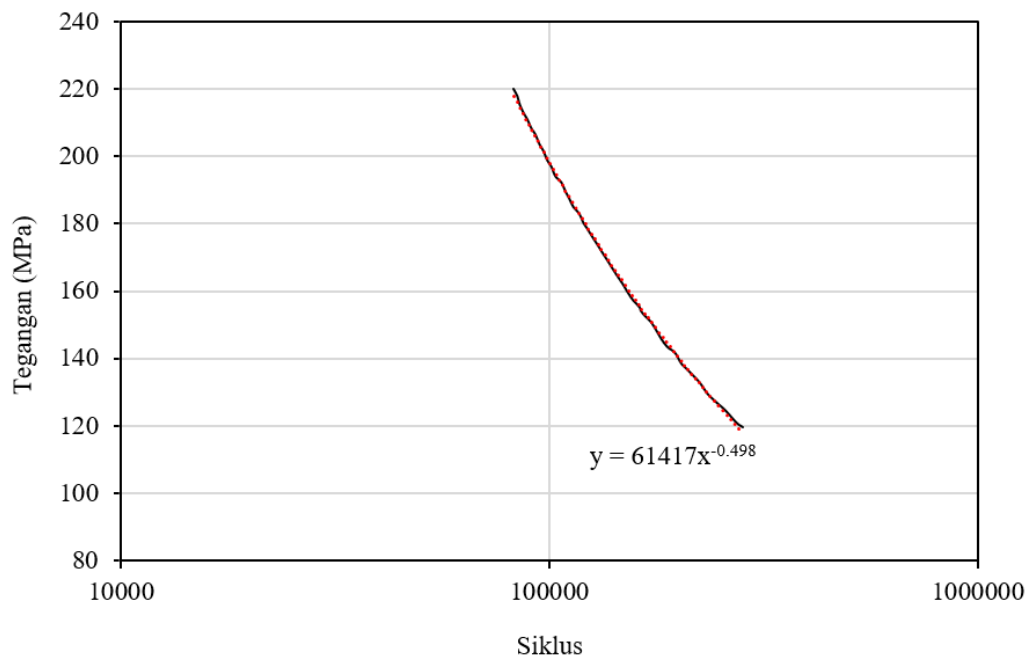


Gambar 6 Tegangan *principal* maksimum pada (a) kecepatan landing $0,95V_{s0}$ dan (b) $0,9V_{s0}$

III.3 Umur *Fatigue* Struktur

Untuk beban *limit*, tegangan principal 137,42 MPa menghasilkan tegangan efektif 206,13 MPa setelah penerapan faktor konservatif. Dengan asumsi siklus *zero-to-tension*, tegangan amplitudo dan tegangan rata-rata masing-masing 103,07 MPa. Koreksi Goodman memberikan tegangan ekuivalen 154,4 MPa. Hubungan kurva S-N dan titik estimasi ditunjukkan pada Gambar 7, sedangkan ringkasan seluruh *load case* disajikan pada Tabel 4. Berdasarkan kurva S-N pada Gambar 7, diperoleh umur struktur *float* pada tegangan ekuivalen 154,4 MPa sekitar $1,63 \times 10^5$ siklus atau $3,27 \times 10^4$ pendaratan.

Pada $0,95V_{s0}$, tegangan ekuivalen Goodman sebesar 113,81 MPa menghasilkan umur sekitar $3,6 \times 10^5$ siklus atau $6,22 \times 10^4$ pendaratan. Pada $0,9V_{s0}$, tegangan ekuivalen 84,41 MPa menghasilkan umur sekitar $5,58 \times 10^5$ siklus atau $1,12 \times 10^5$ pendaratan. Penurunan kecepatan dari V_{s0} menjadi $0,9V_{s0}$ mengurangi tegangan principal sekitar 35,6% dan meningkatkan umur *fatigue* sekitar 3,6 kali.



Gambar 7 Kurva S-N aluminium 6061-T6 hasil digitasi dan fitting semi-log untuk estimasi umur *fatigue*

Tabel 4 Ringkasan respons struktur dan estimasi umur *fatigue*

Kondisi	σ_{max} (MPa)	σ_{max_eff} (MPa)	σ_a (MPa)	$\sigma_{a,eq}$ (MPa)	Umur (siklus)	Umur (<i>landing</i>)
Beban <i>limit</i>	137,42	206,13	103,065	154,4	$1,63 \times 10^5$	$3,27 \times 10^4$
Beban <i>ultimate</i>	304,8	457,2	228,6	—	—	—
$0,95V_{s0}$	111,00	166,5	83,25	113,81	$3,11 \times 10^5$	$6,22 \times 10^4$
$0,90V_{s0}$	88,46	132,69	66,345	84,41	$5,58 \times 10^5$	$1,12 \times 10^5$

Hasil ini konsisten dengan karakteristik kurva S-N, yaitu penurunan tegangan memberikan peningkatan umur yang nonlinier. Namun, angka umur yang diperoleh merupakan estimasi awal karena belum memasukkan spektrum beban variabel, akumulasi kerusakan Palmgren–Miner, variasi kondisi gelombang, residual stress, detail rivet, dan validasi eksperimental. Selain itu, penggunaan kurva S-N lingkungan korosif dan faktor konservatif harus dipastikan tidak menghitung pengaruh lingkungan secara ganda. Dengan batasan tersebut, hasil terutama berguna untuk membandingkan sensitivitas *load case* dan menentukan area yang perlu diperkuat atau diinspeksi.

IV. KESIMPULAN

Pada beban *limit*, struktur menghasilkan tegangan principal maksimum 137,42 MPa dan perpindahan 13,47 mm, sedangkan load case *ultimate* menghasilkan 304,8 MPa dan 29,43 mm sehingga melampaui tegangan luluh aluminium 6061-T6. Area *bow-skin* bawah menjadi lokasi kritis pada seluruh kondisi. Penurunan kecepatan *landing* menjadi $0,95V_{s0}$ dan $0,9V_{s0}$ menurunkan tegangan *principal* maksimum menjadi 111 MPa dan 88,46 MPa serta meningkatkan estimasi umur *fatigue* dari $6,22 \times 10^4$ pendaratan menjadi $1,22 \times 10^5$ pendaratan. Hasil menegaskan bahwa kecepatan pendaratan air memiliki pengaruh kuat terhadap demand struktur dan umur *fatigue*. Untuk pengembangan selanjutnya diperlukan evaluasi lebih lanjut terhadap pemodelan interaksi fluida-struktur, spektrum beban variabel, detail sambungan, dan validasi eksperimental.

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik Dirgantara dan Industri, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma atas dukungan akademik dan fasilitas yang digunakan dalam penelitian ini.

DAFTAR PUSTAKA

1. E. Arianti, R. S. Putra, and S. Nugroho, "Amphibious aircraft as an alternative transportation for archipelagic regions," *International Journal of Marine Engineering Innovation and Research*, vol. 8, no. 2, pp. 95–104, 2024.
2. C. M. Seddon and M. Moatamedi, "Review of water entry with applications to aerospace structures," *International Journal of Impact Engineering*, vol. 32, no. 7, pp. 1045–1067, 2006, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2004.09.002.
3. R. Hascoët and N. Jacques, "On the relevance of fatigue in the risk of failure of structural elements exposed to bottom wave slamming," arXiv preprint, 2023.
4. Y. Lu, J. Wang, X. Chen, et al., "Effects of wave parameters on load reduction performance for amphibious aircraft with V-hydrofoil," arXiv preprint, 2023.
5. R. Ardiansyah and M. Adhitya, "Simulation of float of 19 passenger aircraft during landing on water surface," *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 694, art. no. 012005, 2019, doi: 10.1088/1757-899X/694/1/012005.
6. F. D. Juniarsah, S. Afandi S., and E. Yuniarti, "Simulasi numerik float pesawat komuter dengan struktur carbon-epoxy composite ketika landing di permukaan air," *Jurnal Teknologi Kedirgantaraan*, vol. 8, no. 1, pp. 27–37, 2023, doi: 10.35894/jtk.v8i1.67.
7. A. Manopo, "Analisis respons struktur float pesawat amfibi menggunakan pendekatan numerik pada material komposit karbon/epoksi," Skripsi, Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta, Indonesia, 2023.
8. S. A. Nugroho, H. Ardianto, and H. Setiawan, "Desain struktur float pesawat amfibi dengan aluminium 6061-T6 dan komposit," *Teknika STTKD*, vol. 6, no. 2, pp. 45–53, 2020.
9. Nawawi, "Desain float pesawat amfibi dengan material aluminium foam versus aluminium 6061-T6," Skripsi, Jurusan Teknik Mesin, Universitas Hasanuddin, Makassar, Indonesia, 2024.
10. A. M. Faiz, "Studi pengaruh variasi pendaratan air dan kecepatan terhadap tegangan float aluminium 6061-T6," Skripsi, Universitas Hasanuddin, Makassar, Indonesia, 2024.
11. B. Cui, Y. Zhang, and T. Jin, "Testing and numerical simulation of water impact on amphibious aircraft composite panels," *Composites Part B: Engineering*, 2026, in press.
12. L. Lu, H. Chen, M. Ren, S. Xu, Y. Li, T. Zhou, and Y. Yang, "Study on fatigue life of aluminum alloy 6061-T6 based on random defect characteristics," *Materials*, vol. 17, no. 5, art. no. 1133, 2024, doi: 10.3390/ma17051133.
13. T. Avramenko, S. Michel, A. Stutz, J. Kollender, I. Burda, U. Hans, C. Affolter, and G. P. Terrasi, "A comparative study on corrosion fatigue susceptibility and microstructural effects in 6061-T6 and 6082-T6 aluminum alloys," *Metals*, vol. 15, no. 6, art. no. 653, 2025, doi: 10.3390/met15060653.

14. A. E. Antariksa, R. S. Putra, and S. Nugroho, "Analisis life cycle struktur landing gear UAV dengan pembebanan berulang," *Jurnal Teknik Kedirgantaraan*, 2024.
15. Direktorat Jenderal Perhubungan Udara, Civil Aviation Safety Regulation (CASR) Part 23: Airworthiness Standards—Normal, Utility, *Acrobatic and Commuter Category Airplanes*, Amendment 2. Jakarta, Indonesia, 2014.