

PENGARUH KECEPATAN LANDING TERHADAP UMUR FATIK RANGKA TRICYCLE LANDING GEAR PESAWAT UAV MENGGUNAKAN ANSYS WORKBENCH

- 1) Mahasiswa Pascasarjana Teknik Mesin, Universitas Sebelas Maret, Surakarta
- 2) Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Corresponding email ¹⁾ :
lasinta.ari@lapan.go.id

Received: 27-03-2020
Accepted: 15-05-2020
Published: 28-06-2020

©2020 Politala Press.
All Rights Reserved.

Lasinta Ari Nendra Wibawa ^{1,2*)}

Abstrak. Landing gear merupakan salah satu komponen penting dalam struktur pesawat UAV. Landing gear berfungsi sebagai komponen pendukung utama beban pesawat saat mendarat dan lepas landas. Makalah ini bertujuan untuk mengkaji pengaruh kecepatan landing terhadap umur fatik rangka tricycle landing gear pesawat UAV. Desain rangka tricycle landing gear menggunakan Autodesk Inventor Professional 2017, sedangkan analisis umur fatik menggunakan perangkat lunak Ansys Workbench. Kecepatan landing divariasikan 4 m/s, 6 m/s, 8 m/s, dan 10 m/s. Prediksi untuk umur fatik menggunakan teori tegangan rata-rata Gerber dengan jenis pembebanan full-reserved. Material landing gear menggunakan Aluminium paduan 6061. Hasil simulasi menunjukkan rangka tricycle landing gear dengan kecepatan landing 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki umur fatik minimum berturut-turut $1,00 \times 10^8$, $8,93 \times 10^7$, $4,30 \times 10^6$, $7,17 \times 10^5$ siklus. Sedangkan rangka tricycle landing gear dengan kecepatan landing 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki faktor keamanan minimum berturut-turut 2,39; 1,59; 1,19; dan 0,95. Hal ini berarti bahwa hubungan antara kecepatan landing berbanding terbalik dengan umur fatik rangka landing gear. Semakin tinggi kecepatan landing, semakin rendah umur fatik rangka landing gear. Pada kecepatan landing 10 m/s, rangka landing gear gagal mencapai umur fatik minimum 1 juta siklus.

Kata kunci: ansys workbench, kecepatan landing, tricycle landing gear, UAV, umur fatik

Abstract. The landing gear is one crucial component in a UAV aircraft structure. Landing gear serves as the main supporting component of aircraft load when landing and take off. The paper aims to examine the effect of landing speed on the fatigue life of the tricycle landing gear of the UAV aircraft. The design of the tricycle landing gear frame uses Autodesk Inventor Professional 2017, while the analysis of fatigue life uses Ansys Workbench software. Landing speeds is varied 4 m/s, 6 m/s, 8 m/s, and 10 m/s. The fatigue life prediction using Gerber means stress theory with a fully-reserved type of loading. The landing gear material uses Aluminum alloy 6061. The simulation results show that the tricycle landing gear frame with landing speeds of 4, 6, 8, and 10 m/s has a minimum fatigue life of 1.00×10^8 , 8.93×10^7 , 4.30×10^6 , 7.17×10^5 cycles. While the tricycle landing gear frame with landing speeds of 4, 6, 8, and 10 m/s has a minimum safety factor of 2.39, 1.59, 1.19, and 0.95. It means that the relationship between landing speed is inversely proportional to the fatigue life of the landing gear frame. The higher the landing speed, the lower the fatigue life of the landing gear frame. At a landing speed of 10 m/s, the landing gear frame fails to reach a minimum fatigue life of 1 million cycles. **Keywords:** ansys workbench, landing speed, tricycle landing gear, UAV, fatigue life

To cite this article at <https://doi.org/10.34128/je.v7i1.118>

1. Pendahuluan

Pesawat UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan jenis pesawat terbang yang dapat terbang tanpa kehadiran pilot di dalam pesawat. Penggunaan UAV atau Drone telah merambah berbagai kalangan. Saat ini penggunaan pesawat UAV tidak hanya terbatas di bidang militer, tetapi sudah merambah untuk keperluan sipil. Hal ini dikarenakan citra gambar yang dihasilkan dari pesawat UAV dapat digunakan untuk berbagai keperluan seperti fotografi, pemetaan lahan, mitigasi bencana, dan pemantauan wilayah. [1]

Roda pendaratan (*landing gear*) merupakan salah satu komponen utama dalam struktur pesawat UAV [2][3][4][5][6]. *Landing gear* berfungsi sebagai komponen pendukung utama beban pesawat saat mendarat (*landing*) dan lepas landas (*take off*). *Landing gear* yang umum digunakan pada pesawat UAV saat ini adalah jenis *Tricycle Landing Gear*. *Landing gear* jenis ini memiliki satu roda di bagian depan pesawat (*nose landing gear*) dan dua roda di bagian belakang pesawat (*main landing gear*) seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1. *Landing gear* merupakan komponen yang sering mengalami situasi lingkungan seperti iklim, suhu, dan landasan pacu yang ekstrem [7][8]. Kegagalan *landing gear* terjadi sekitar 10% dari total kegagalan yang dilaporkan dalam industri dirgantara. [9]



Gambar 1 *Landing gear* jenis *tricycle landing gear* pada pesawat UAV [10]

Struktur *landing gear* dapat mengalami kegagalan karena beberapa faktor. Faktor-faktor yang berpengaruh terhadap kegagalan struktur *landing gear* antara lain disebabkan oleh beban berlebihan, kegagalan desain, korosi, dan fatik. Fatik merupakan salah satu penyebab terbanyak dari kegagalan komponen *landing gear*. [11][12][13][14][15]

Penelitian ini bertujuan melakukan investigasi untuk mengetahui pengaruh kecepatan *landing* terhadap umur fatik rangka *tricycle landing gear* pada pesawat UAV. Kecepatan *landing* menjadi salah satu faktor yang berpengaruh terhadap beban yang diterima oleh *landing gear*. Semakin cepat kecepatan *landing*, maka beban yang diterima oleh *landing gear* semakin besar [16]. Hal ini tentu berdampak pada usia pakai komponen umur dari *landing gear*.

Fatik atau kelelahan adalah jenis kegagalan pada komponen karena beban dinamik yang fluktuatif di bawah kekuatan luluh yang terjadi berulang-ulang dalam waktu yang lama. Sedangkan umur fatik (*fatigue life*) adalah jumlah siklus tegangan dan regangan yang fluktuatif dari sifat tertentu yang material akan pertahankan sebelum terjadi kegagalan.

Desain rangka *tricycle landing gear* merupakan optimasi dari desain pada penelitian-penelitian sebelumnya [17][18]. Material yang digunakan untuk rangka *tricycle landing gear* yaitu Aluminium paduan seri 6061. Aluminium 6061 merupakan material yang memiliki massa jenis ringan, kekuatan luluh yang cukup tinggi, dan tahan korosi. Analisis umur fatik (*fatigue life*) dilakukan menggunakan metode elemen hingga dengan perangkat lunak *Ansys Workbench 2019 R3*. *Ansys Workbench* merupakan salah satu perangkat lunak yang banyak digunakan para peneliti untuk melakukan analisis elemen hingga suatu komponen atau elemen mesin, termasuk *landing gear*. [19][20]

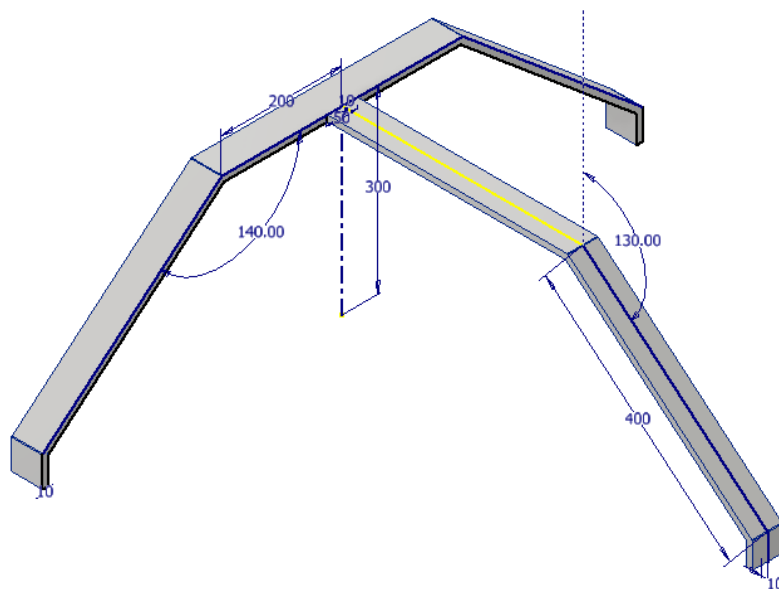
2. Metodologi

Rangka *tricycle landing gear* menggunakan material Aluminium paduan 6061. Tabel 1 menunjukkan sifat fisik material Aluminium paduan 6061.

Tabel 1 Sifat fisik material *tricycle landing gear* [21]

Parameter	Keterangan
<i>Material</i>	Aluminium paduan 6061
<i>Density</i>	2,7 g/cm ³
<i>Mass</i>	2,83 kg
<i>Area</i>	252433 mm ²
<i>Volume</i>	1047940 mm ³
<i>Yield Strength</i>	275 MPa
<i>Ultimate Tensile Strength</i>	310 MPa
<i>Young's Modulus</i>	68,9 GPa
<i>Poisson's Ratio</i>	0,33 ul
<i>Shear Modulus</i>	25,90 GPa

Gambar 2 menunjukkan dimensi rangka *tricycle landing gear* secara detail. Pembuatan desain rangka *tricycle landing gear* menggunakan perangkat lunak (*software*) Autodesk Inventor Professional 2017. Autodesk Inventor Professional merupakan jenis perangkat pemodelan yang cukup banyak digunakan oleh desainer karena kemudahan dalam proses perancangan gambar. Hal ini jauh lebih praktis dan hemat waktu saat merancang desain sebelum membuatnya dalam bentuk prototipe fisik. Salah satu keunggulan utama dari perangkat lunak untuk pemodelan 3D yaitu luas dan volume suatu desain dapat dihitung dengan mudah, meskipun desain yang dibuat sangat kompleks dan rumit. Hal ini memudahkan dalam mengatur dan merencanakan kebutuhan dari material yang akan digunakan.



Gambar 2 Dimensi rangka *tricycle landing gear* [21]

Beban yang dialami rangka *tricycle landing gear* adalah beban impact. Beban impact terjadi karena hentakan *tricycle landing gear* dengan landasan. Beban impact merupakan fungsi dari kecepatan *landing* vertikal sehingga persamaan momentum impulsnya adalah:

$$F \Delta t = m V_f \quad (1)$$

Dimana:

F = beban impact

Δt = waktu impact

m = massa pesawat UAV

V_f = kecepatan *landing* vertikal

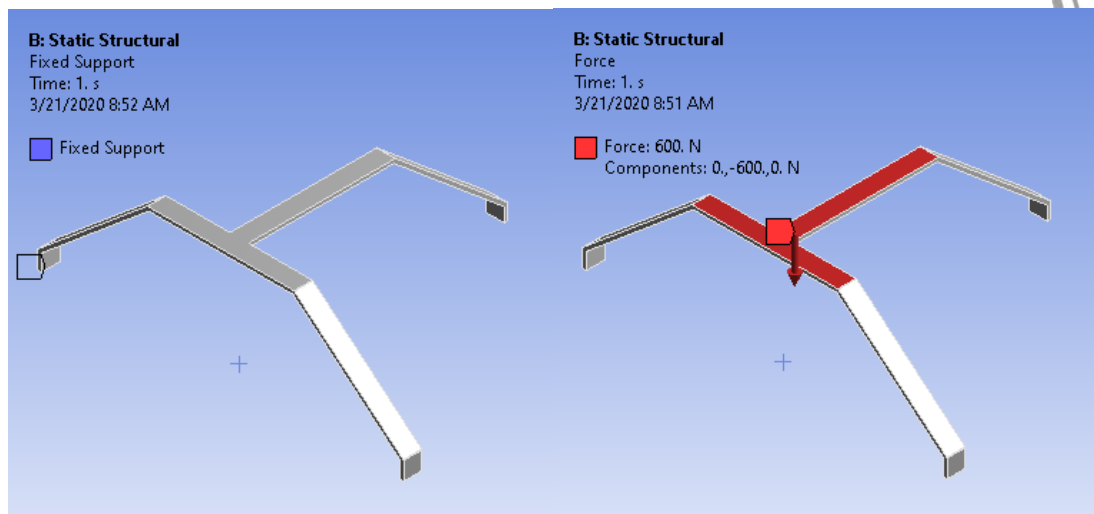
Analisis umur fatik dilakukan menggunakan metode elemen hingga dengan perangkat lunak *Ansys Workbench*. Metode elemen hingga adalah teknik matematika numerik untuk menghitung kekuatan struktur komponen teknik dengan membagi obyek menjadi bentuk jala (*mesh*), suatu elemen yang lebih kecil sehingga kalkulasi dapat diatur dan dijalankan.

Jenis pembebanan yang digunakan pada analisis fatik adalah *fully-reserved loading*. Prediksi umur fatik menggunakan teori tegangan rata-rata Gerber. Tegangan rata-rata Gerber sangat umum digunakan untuk memprediksi umur fatik pada material logam yang bersifat ulet. Pada kasus ini, material yang digunakan adalah material Aluminium 6061 yang bersifat ulet.

Asumsi kecepatan vertikal saat *landing*, massa, waktu impak, dan parameter analisis umur fatik menggunakan *Ansys Workbench* dijabarkan secara lengkap pada Tabel 2. Gambar 3 menunjukkan kondisi batas (*boundary condition*) proses simulasi dengan *fixed constraint* pada ketiga kaki *tricycle landing gear* dan arah pembebanan.

Tabel 2 Asumsi dan parameter analisis umur fatik (*fatigue life*)

Parameter	Keterangan
Kecepatan <i>landing</i>	4 m/s, 6 m/s, 8 m/s, dan 10 m/s
Massa UAV	75 kg
Waktu impak	0,5 detik [22]
Beban impak	600 N, 900 N, 1200 N, dan 1.500 N
Element size	5,0 mm
Number of nodes	31951
Number of elements	16357
Safety factor	Berdasarkan <i>yield strength</i>
Loading type	<i>Fully reserved</i>
Analysis type	<i>Stress life</i>
Mean stress theory	<i>Gerber</i>
Stress component	<i>Equivalent (von-Mises)</i>
Design life	10^6 cycles



Gambar 3 Kondisi batas (*boundary condition*): *fixed constraint* (kiri) dan *force* (kanan)

3. Hasil dan Pembahasan

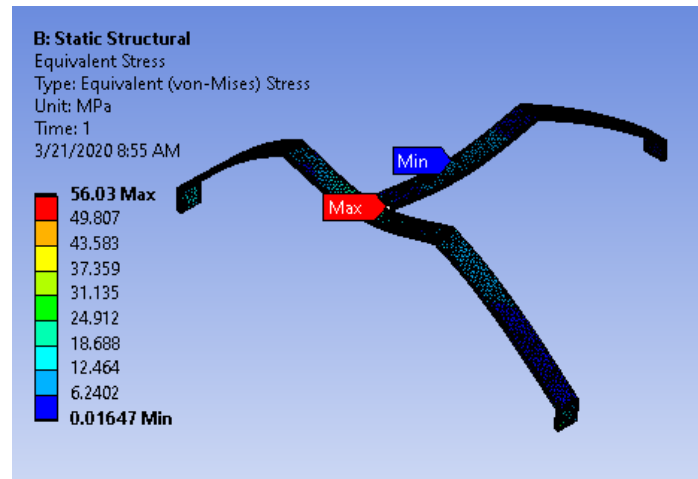
3.1. Analisis statik

Pada material getas (*brittle*), teori kegagalan biasanya menggunakan teori tegangan normal maksimum dan teori Mohr-Coulomb. Teori tegangan maksimum menyatakan material getas mengalami kegagalan ketika tegangan prinsip maksimum (*maximum principal stress*) melebihi kekuatan tarik maksimum (*ultimate tensile strength*) material. Sedangkan teori Mohr-Coulomb memprediksi kegagalan material getas dengan membandingkan tegangan prinsip maksimum dengan kekuatan tarik maksimum dan tegangan prinsip minimum dengan kekuatan tekan maksimum (*ultimate compressive strength*) [23]. Namun, pada material ulet seperti Aluminium paduan yang berlaku beban tiga dimensi, tegangan kompleks bakal terjadi, yang berarti bahwa pada setiap titik di dalam benda ada tekanan yang bekerja dalam berbagai arah.

Berdasarkan teori energi distorsi, kegagalan material ulet terjadi ketika tegangan von Mises maksimum melebihi kekuatan luluh material (*yield strength*). Kriteria von Mises menunjukkan material ulet mengalami luluh

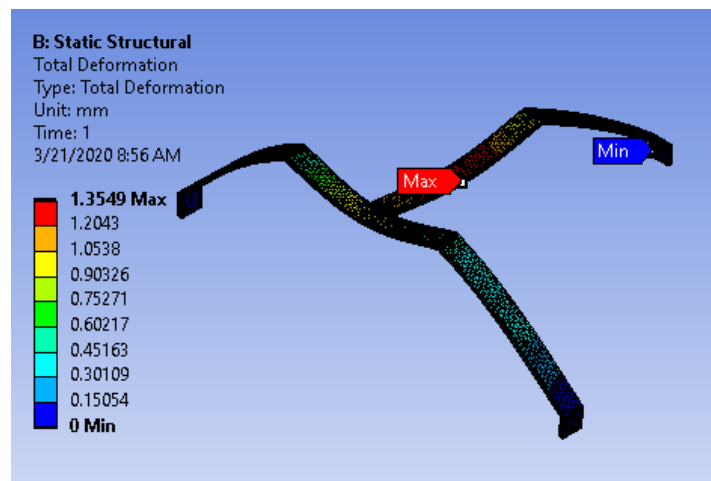
ketika invarian kedua tegangan deviatorik mencapai nilai kritis. Teori von Mises merupakan teori plastisitas yang berlaku paling baik untuk bahan ulet, terutama untuk material logam.

Gambar 4 menunjukkan hasil tegangan von Mises rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s (600 N). Tegangan von Mises maksimum sebesar 56,03 MPa dan berada di bawah kekuatan luluh (*yield strength*) material Aluminium 6061, yaitu sebesar 275 MPa. Hal ini berarti rangka *tricycle landing gear* aman untuk menahan beban dari kecepatan *landing* 4 m/s (600 N).



Gambar 4 Tegangan von Mises rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s

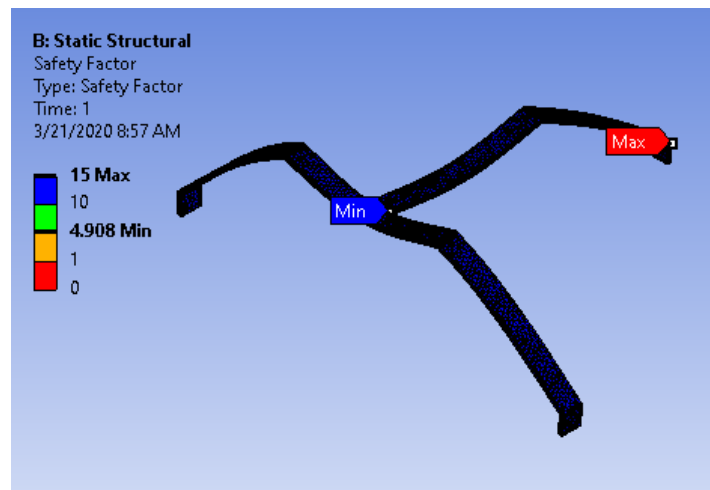
Deformasi merupakan proses perubahan bentuk atau distorsi pada suatu komponen yang terjadi akibat adanya beban (*force*) atau tekanan (*pressure*). Deformasi merupakan salah satu indikator untuk mengetahui kekuatan material. Semakin kuat suatu material, maka nilai deformasi yang dihasilkan dari proses pembebanan semakin kecil. Semakin lemah suatu material, maka nilai deformasi yang dihasilkan dari proses pembebanan semakin besar. Nilai deformasi maksimal rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s relatif kecil, yaitu 1,35 mm (Gambar 5).



Gambar 5 Deformasi rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s

Faktor keamanan (*safety factor*) juga menjadi salah satu indikator dari kekuatan. Faktor keamanan digunakan untuk mengevaluasi keamanan komponen atau struktur meskipun dimensi yang digunakan minimum. Faktor keamanan minimum menggunakan *Ansys Workbench* dihitung sebagai kekuatan luluh dari material yang dibagi dengan tegangan von Mises maksimum. Nilai faktor keamanan kurang dari nilai 1 (satu) menunjukkan kegagalan permanen dari sebuah desain.

Faktor keamanan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s cukup aman. Hal ini karena nilai faktor keamanan minimumnya sebesar 4,91 (Gambar 6). Nilai ini melebihi standar yang dipersyaratkan untuk suatu komponen mampu menahan beban dinamis. Beban dinamis adalah beban yang dapat terjadi atau bekerja secara tiba-tiba pada sebuah struktur. Faktor keamanan yang dipersyaratkan untuk suatu struktur mampu menahan beban dinamis yaitu pada kisaran nilai 2-3. [24]



Gambar 6 Faktor keamanan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s.

Hasil simulasi tegangan statis rangka *tricycle landing gear* dengan variasi kecepatan *landing* ditunjukkan pada Tabel 3. Hasil simulasi menunjukkan bahwa semakin tinggi kecepatan *landing*, maka semakin tinggi tegangan von Mises dan deformasi maksimum. Sebaliknya, semakin tinggi kecepatan *landing*, maka semakin rendah faktor keamanan rangka *tricycle landing gear*. Pada kecepatan *landing* 10 m/s, faktor keamanan rangka *tricycle landing gear* kurang dari 2. Hal ini berarti rangka *tricycle landing gear* tidak akan mampu menahan beban dinamis. Dengan kata lain, rangka *tricycle landing gear* juga tidak akan tahan terhadap kegagalan fatik hingga 1 juta siklus.

Tabel 3 Hasil simulasi tegangan statis rangka *tricycle landing gear* dengan variasi kecepatan *landing*

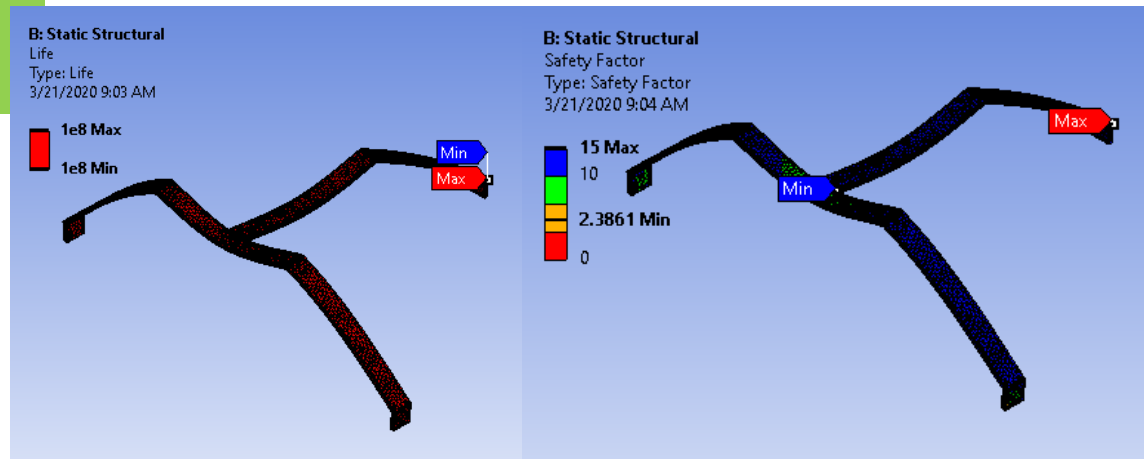
Kecepatan <i>landing</i> (m/s)	Tegangan von Mises maksimum (MPa)	Deformasi maksimum (mm)	Faktor keamanan minimum
4	56,03	1,35	4,91
6	84,05	2,03	3,27
8	112,06	2,71	2,45
10	140,08	3,39	1,96

3.2. Analisis umur fatik (*fatigue life*)

Pada pembebanan dinamik atau siklik, material dapat mengalami kegagalan meskipun tegangan von Mises maksimum kurang dari kekuatan luluh material. Kegagalan ini terjadi karena material mengalami kelelahan (*fatigue*). Fatik adalah kegagalan yang terjadi akibat beban yang berulang-ulang dalam waktu yang lama. Mayoritas kegagalan ini terjadi karena fluktuasi akibat adanya tegangan tarik-tekan pada material. Urutan terjadinya proses fatik yaitu retak awal (*initial crack*), perambatan retak (*crack propagation*), dan kegagalan akhir (*final failure*).

Kegagalan fatik berbeda dengan kegagalan karena analisis tegangan statik. Kegagalan fatik terjadi ketika tegangan pada suatu titik berubah seiring waktu. Oleh karena itu, sangat penting untuk menentukan metode pembebanan yang dapat diulang setelah satu siklus. Hal ini berarti jenis pembebanan fatik menentukan bagaimana beban berulang dari waktu ke waktu. Pada penelitian ini, jenis pembebanan yang dipilih adalah pembebanan *fully-reserved loading*. Hal ini berarti beban diterapkan kemudian menerapkan beban yang sama dan berlawanan yang akan menghasilkan rasio beban -1. Dalam kasus ini, amplitudo beban tetap konstan.

Gambar 6 menunjukkan hasil simulasi umur fatik (*fatigue life*) rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s. Hasil simulasi menunjukkan rangka *tricycle landing gear* memiliki umur fatik minimum hingga $1,00 \times 10^8$ siklus (kiri) dengan faktor keamanan 2,39 (kanan). Hal ini berarti material rangka *tricycle landing gear* diprediksi tidak akan mengalami kegagalan fatik hingga $1,00 \times 10^8$ siklus.



Gambar 7 Hasil simulasi umur fatik (kiri) dan faktor keamanan umur fatik (kanan) rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4 m/s.

Tabel 4 menunjukkan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki umur fatik minimum berturut-turut $1,00 \times 10^8$, $8,93 \times 10^7$, $4,30 \times 10^6$, $7,17 \times 10^5$ siklus. Sedangkan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki faktor keamanan minimum berturut-turut 2,39; 1,59; 1,19; dan 0,95. Hal ini berarti bahwa hubungan antara kecepatan *landing* berbanding terbalik dengan umur fatik rangka *tricycle landing gear*. Semakin tinggi kecepatan *landing*, semakin rendah umur fatik dan faktor keamanan umur fatik rangka *tricycle landing gear*. Pada kecepatan *landing* 10 m/s, rangka *tricycle landing gear* gagal mencapai umur fatik minimum 1 juta siklus.

Tabel 4 Hasil simulasi umur fatik rangka *tricycle landing gear* dengan variasi kecepatan *landing*

Kecepatan <i>landing</i> (m/s)	Umur fatik minimum	Faktor keamanan minimum
4	$1,00 \times 10^8$	2,39
6	$8,93 \times 10^7$	1,59
8	$4,30 \times 10^6$	1,19
10	$7,17 \times 10^5$	0,95

4. Kesimpulan

Hasil simulasi menunjukkan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki umur fatik minimum berturut-turut $1,00 \times 10^8$, $8,93 \times 10^7$, $4,30 \times 10^6$, $7,17 \times 10^5$ siklus. Sedangkan rangka *tricycle landing gear* dengan kecepatan *landing* 4, 6, 8, dan 10 m/s memiliki faktor keamanan minimum berturut-turut 2,39; 1,59; 1,19; dan 0,95. Hal ini berarti bahwa hubungan antara kecepatan *landing* berbanding terbalik dengan umur fatik dan faktor keamanan umur fatik rangka *tricycle landing gear*. Semakin tinggi kecepatan *landing*, semakin rendah umur fatik dan faktor keamanan umur fatik rangka *tricycle landing gear*. Pada kecepatan *landing* 10 m/s, rangka *tricycle landing gear* gagal mencapai umur fatik minimum 1 juta siklus.

Daftar Pustaka

- [1] L. A. N. Wibawa, "Pengaruh Pemilihan Material Terhadap Kekuatan Rangka Main Landing Gear Untuk Pesawat UAV," *J. Technol. Implement. Bussines*, vol. 2, no. 1, pp. 48–52, 2019.
- [2] R. R. Kumar, P. K. Dash, and S. R. Basavaraddi, "Design and analysis of main landing gear structure of a transport aircraft and fatigue life estimation," *Int. J. Mech. Prod. Eng.*, vol. 01, no. 04, pp. 22–26, 2013.
- [3] Al-banaa, M. S. . Ali, and R. Pires, "Stress Analysis on Main Landing Gear for Small Aircraft," *Al-Rafidain Eng.*, vol. 22, no. 1, pp. 26–33, 2014.
- [4] A. Dutta, "Design and Analysis of Nose Landing Gear," *Int. Res. J. Eng. Technol.*, vol. 3, no. 10, pp. 261–266, 2016.
- [5] J. A. Prakash, P. Joshua, and D. Santosh, "Design and Analysis of Aircraft Landing Gear Axle," *Int. J. Adv. Res. Ideas Innov. Technol.*, vol. 4, no. 2, pp. 1550–1555, 2018.
- [6] S. Swarnakiran and S. Rohith, "Numerical Analysis Of Nose Landing Gear System," *Int. Res. J. Eng. Technol.*, vol. 05, no. 04, pp. 1978–1984, 2018.
- [7] L. A. L. Franco, O. M. M. Silva, P. P. De Campos, and C. F. A. Von Dollinger, "Fatigue fracture of a nose

- landing gear in a military transport aircraft,” vol. 13, pp. 474–479, 2006.
- [8] B. Krstic, L. Rebhi, D. Trifkovic, N. Khetrou, and M. Dodic, “Investigation into recurring military helicopter landing gear failure,” *EFA*, vol. 63, pp. 121–130, 2016.
- [9] E. A. Ossa and M. Paniagua, *Suspension and landing gear failures*. Elsevier Ltd., 2016.
- [10] National Oceanic and Atmospheric Administration, “The Future of Climate Research,” 2017. [Online]. Available: <https://celebrating200years.noaa.gov/visions/climate/image3.html>.
- [11] C. R. de F. Azevedo and E. H. Jr, “Fracture of an aircraft ’ s landing gear,” *Eng. Fail. Anal.*, vol. 9, pp. 265–275, 2002.
- [12] E. A. Ossa, “Failure analysis of a civil aircraft landing gear,” *Eng. Fail. Anal.*, vol. 13, no. 7, pp. 1177–1183, 2006.
- [13] F. Bagnoli, F. Dolce, M. Colavita, and M. Bernabei, “Fatigue fracture of a main landing gear swinging lever in a civil aircraft,” vol. 15, pp. 755–765, 2008.
- [14] F. Bagnoli and M. Bernabei, “Fatigue analysis of a P180 aircraft main landing gear wheel flange,” *Eng. Fail. Anal.*, vol. 15, no. 6, pp. 654–665, 2008.
- [15] V. Infante, L. Reis, and M. De Freitas, “Failure analysis of landing gears trunnions due to service,” *Eng. Fail. Anal.*, vol. 41, pp. 118–123, 2014.
- [16] L. A. N. Wibawa, “Pengaruh Kecepatan Landing Vertikal Terhadap Ketahanan Beban Impak Rangka Landing Gear Menggunakan Metode Elemen Hingga,” *Angkasa J. Ilm. Bid. Teknol.*, vol. 11, no. 1, pp. 35–42, 2019.
- [17] L. A. N. Wibawa, “Pengaruh Diameter Baut Terhadap Kekuatan Rangka Main Landing Gear Pesawat UAV Menggunakan Metode Elemen Hingga,” *J. Polimesin*, vol. 17, no. 1, pp. 26–32, 2019.
- [18] L. A. N. Wibawa, “Pengaruh Susunan dan Jumlah Lubang Baut Terhadap Kekuatan Rangka Main Landing Gear Untuk Pesawat UAV,” *Flywheel J. Tek. Mesin Untirta*, vol. 5, no. 1, pp. 46–50, 2019.
- [19] M. Imran, S. A. R. M, and M. Haneef, “FE Analysis for Landing Gear of Test Air Craft,” *Mater. Today Proc.*, vol. 2, no. 4–5, pp. 2170–2178, 2015.
- [20] V. Jeevanantham, P. Vadivelu, and P. Manigandan, “Material Based Structural Analysis of a Typical Landing Gear,” *Int. J. Innov. Sci. Eng. Technol.*, vol. 4, no. 4, pp. 295–300, 2017.
- [21] L. A. N. Wibawa, “Desain dan Analisis Kekuatan Rangka Tricycle Landing Gear UAV Menggunakan Metode Elemen Hingga,” *Mechanical*, vol. 9, no. 2, pp. 33–37, 2018.
- [22] J. Parmar and V. Acharya, “Selection and Analysis of the Landing Gear for Unmanned Aerial Vehicle for Sae Aero Design Series,” *Int. J. Mech. Eng. Technol.*, vol. 6, no. 2, pp. 10–18, 2015.
- [23] X. Chen and Y. Liu, *Finite Element Modeling and Simulation with Ansys Workbench*, 2nd ed. Taylor & Francis Group, 2019.
- [24] V. Dobrovolsky and K. Zablonky, *Machine elements : a textbook*. Moscow: Peace Publisher, 1978.