

EC 155 B1 Eurocopter: analisis reabilitas dan kekritisan mode kegagalan ATA 32 (Landing Gear)

Elisabeth Anna Prattiwi¹, Shania Intan Leanny^{2,*}, Fajar Khanif Rahmawati³,
Wellman Zalukhu⁴, Djarot Wahyu Santoso⁵

^{1,3,5}Department of Aerospace Engineering, ITD Adisutjipto, Indonesia
^{2,4} PT. Surya Air, Indonesia

Article Info

Article history:

Received June 26, 2024
Accepted August 6, 2024
Published August 7, 2024

Keywords:

Helicopter
EC 155 B1 Eurocopter
ATA Chapter 32
FMEA

ABSTRAK

Kegiatan perawatan berupa program *reliability* pada pesawat udara dilakukan untuk menjaga keandalan komponen pesawat serta menjaga kondisi pesawat udara agar tetap laik terbang dan meminimalisir kegagalan yang dapat mengakibatkan penurunan performa pada keseluruhan sistem tersebut. Berdasarkan *data defect* report helikopter EC 155 B1 Eurocopter, dilakukan penerapan program *reliability* dari tahun 2011-2023 dan ditemukan bahwasanya ada beberapa komponen yang mengalami kegagalan pada ATA Chapter 32 (Landing Gear). Penelitian ini menggunakan metode *Failure Mode Effect Analysis* (FMEA). Hasil dari penelitian menunjukkan program *reliability* yang diterapkan memiliki faktor deviasi bernilai 3.2 dalam perhitungan dengan interval 12 bulan. Berdasarkan dari data defect report didapatkan 5 modus kegagalan terkait ATA Chapter 32 (Landing Gear). Dari hasil analisa dengan metode FMEA dari 5 jenis permasalahan terkait ATA Chapter 32 (Landing Gear) didapatkan permasalahan pada *Brake Accumulator* memiliki nilai RPN paling tertinggi yaitu sebesar 36 yang mana merupakan tingkat kegagalan yang rendah.

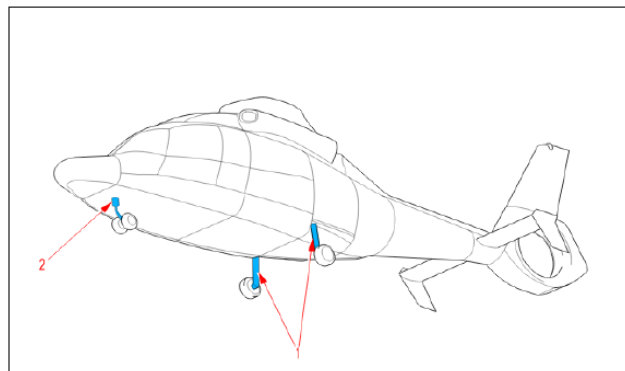


Corresponding Author:

Shania Intan Leanny,
PT. Surya Air, Indonesia,
Jl. Mataram No 1 Kel. Semampir Kediri - East Java, 64121
Email: intannialeanny26@gmail.com

1. PENGANTAR

Landing gear digunakan untuk mendaratkan helikopter dan memungkinkan helikopter untuk dikemudikan di taxiway, dapat ditarik dan di berhentikan di landasan yang kokoh. Landing gear termasuk komponen primer dari struktur pesawat sehingga dirancang harus menyesuaikan dengan karakteristik pesawat termasuk klasifikasi berat pesawat itu sendiri. Landing gear helikopter EC 155 B1 berjenis triangle type, yang mana dapat ditarik masuk dan diturunkan saat terbang seperti yang terlihat pada Gambar 1. Penelitian ini menggunakan data *defect* report helikopter EC 155 B1 milik PT Surya Air yang didapatkan dari penerapan program *reliability* dari tahun 2011 hingga 2023. Dari data tersebut juga ditemukan bahwasanya ada beberapa komponen yang mengalami kegagalan dengan modus kegagalan yang berbeda pada ATA Chapter 32 Landing Gear. ATA-100 *specifitation* merupakan sebuah standar untuk mempresentasikan data tipe tertentu yang diproduksi oleh pabrik pesawat, pabrik mesin atau komponen untuk keperluan pendukung (pelayanan) produk mereka. Kesamaan ini memungkinkan kemudahan pembelajaran dan pemahaman yang lebih baik bagi pilot, teknisi pemeliharaan pesawat, dan insinyur. Sistem penomoran standar ini diterbitkan oleh Asosiasi Transportasi Udara pada tanggal 1 Juni 1956 [1]. ATA 32 sendiri masuk ke dalam ATA 100 Aircraft System yang khusus membahas mengenai Landing Gear.



Gambar 1 Landing gear EC155B1
 Sumber : System Description Section (SDS) EC155 [2]

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui hasil dari program reliability yang diterapkan pada helikopter EC155B1 Eurocopter serta untuk mengetahui nilai Risk Priority Number (RPN) untuk menentukan prioritas dari kegagalan pada ATA 32 helikopter EC155B1 Eurocopter dengan menggunakan metode Failure Mode Effect Analysis (FMEA). Failure Mode Effect Analysis (FMEA) merupakan sebuah teknik yang digunakan untuk mendefinisikan, mengidentifikasi, dan mengeliminasi potensi kegagalan potensial, kesalahan dan masalah yang diketahui dari sistem, desain, proses atau jasa sebelum hal tersebut sampai ke konsumen. FMEA adalah sebuah teknik rekayasa yang digunakan untuk menetapkan, mengidentifikasi, dan untuk menghilangkan kegagalan yang diketahui, permasalahan, error, dan sejenisnya dari sebuah sistem, desain, proses, dan atau jasa sebelum mencapai konsumen. Sedangkan Risk Priority Number (RPN) merupakan metode untuk menentukan prioritas dari kegagalan.

Banyak faktor saling mempengaruhi sehingga sulit menemukan titik kelemahan pada desain keandalan [5] serta melibatkan pemahaman bagaimana pesawat disertifikasi dan dipelihara [6]. Pada penelitian lainnya [7], Analisis menunjukkan peningkatan keausan untuk cruise dan extension modes penerbangan lebih cepat dari 5000 siklus penerbangan. Hasilnya dapat digunakan untuk perencanaan pemeliharaan. Analisis juga menunjukkan bahwa redundansi serial pada katup darurat dan katup antar-jemput tunggal mengurangi kegagalan sistem; Namun, hal ini menyebabkan kegagalan satu poin. Untuk meningkatkan sistem roda pendaratan, maka model dinamika sistem retraksi roda pendaratan dibuat dan diverifikasi melalui pengujian. Berdasarkan model ini, dijelaskan bagaimana parameter utama, termasuk kecepatan crosswind, diameter lubang redaman, kapasitas cairan, gesekan, dan kebocoran oli, mempengaruhi kinerja retraksi roda pendaratan [8]. Komponen prototipe roda pendarat hidung pesawat, diuji kelelahannya pada 20.000 siklus, patah, retak atau berubah bentuk secara permanen. Kemudian komponen tersebut perlu didesain ulang (mengubah ukuran, mengganti material, mengubah teknologi manufaktur, dll.) dan mengulangi uji kelelahan pada 20.000 siklus prototipe roda pendarat hidung lainnya [9]. Namun, 5000 siklus penerbangan masih merupakan periode perombakan yang sangat lama dan komponen tertentu memerlukan pemeliharaan lebih cepat. Hasil ini merupakan titik awal antara pemasok dan pelanggan untuk menegosiasikan kembali persyaratan dan arsitektur dalam menggunakan komponen yang sangat andal, studi perdagangan tambahan untuk redundansi, dan pada akhirnya manfaat bobot dan keseimbangan, biaya, dan jadwal [10]. Jika variabel objektif lebih kecil maka probabilitas sebenarnya juga lebih kecil. Ketika variabel objektif mencapai 229,69 jam, probabilitas aktualnya hanya 49,68. Sehingga risiko pada masing-masing variabel tidak dapat diabaikan dalam proses transmisi risiko kegagalan. Jumlah tunjangan tertentu harus disisihkan ketika merencanakan dukungan pemeliharaan [11]. Namun dalam proses diagnosis kegagalan sebenarnya terdapat banyak faktor ketidakpastian. Faktor-faktor tersebut saling mempengaruhi sehingga sulit menemukan titik kelemahan pada desain keandalan [12].

2. METODE PENELITIAN

Pada program reliability helikopter EC155B1, pengolahan pada data defect monitoring yang bersumber dari Aircraft Flight Maintenance Log (AFML) kemudian data tersebut diolah menggunakan Microsoft Excel. Data tersebut dikelompokkan sesuai dengan ATA Chapter untuk mengelompokkan *event* / kejadian yang dialami oleh helikopter tersebut. Data-data yang telah dikumpulkan dan dikelompokkan menggunakan ATA Chapter kemudian dihitung dengan rumus distribusi manual dengan faktor deviasi dalam pengolahan data kali ini bernilai 3.2 karena menggunakan perhitungan dengan interval 12 bulan, dan untuk menghitung rate dikalikan dengan total landing. Data kemudian diolah dengan menggunakan Metode Distribusi Normal untuk menghitung nilai standar deviasi dan menentukan alert value dengan rumus sebagai berikut:

$$S_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \dots \dots \dots (1)$$

$$AL = \bar{x} + (k \cdot \sigma) \dots\dots\dots(2)$$

Dimana S_x dan σ adalah Standar Deviasi, x_i adalah nilai dari parameter data yang digunakan (rate tiap chapter), \bar{x} adalah rata-rata dari parameter data yang digunakan, AL adalah alert values, k adalah faktor deviasi. Metode FMEA tujuannya untuk menentukan tingkat resiko dari setiap jenis kegagalan sehingga dapat diambil keputusan. Penentuan tingkat resiko menggunakan FMEA yaitu:

1. *Severity* (S)

Severity adalah penilaian terhadap keseriusan dari efek yang ditimbulkan. Dalam arti setiap kegagalan yang timbul akan dinilai seberapa besar tingkat keseriusannya. Sebagai contoh, apabila efek yang terjadi adalah efek yang kritis, maka nilai *severity* pun akan tinggi. Dengan demikian, apabila efek yang terjadi bukan merupakan efek yang kritis, maka nilai *severity* pun akan sangat rendah. Dimana skala 10 merupakan kegagalan yang memiliki efek sangat berbahaya (sangat serius) dan skala 1 merupakan kegagalan yang tidak memiliki efek sama sekali.

2. *Occurrence* (O)

Occurrence yaitu seberapa sering penyebab kesalahan terjadi dari suatu kegagalan. *Occurrence* dapat dinilai mulai dari skala 1 – 10. Dari angka atau skala *occurrence* ini dapat diketahui kemungkinan terdapatnya kerusakan dan tingkat keseringan terjadinya kerusakan atau kegagalan dari suatu sistem. Skala 10 memiliki 1 laju kegagalan dari 2 kejadian dan skala 1 memiliki 1 laju kegagalan dalam 1.500.000 kejadian.

3. *Detection* (D)

Detection yaitu penilaian mengenai kemampuan kontrol sistem atau proses untuk mendeteksi penyebab masalah atau failure mode. Penilaian *detection* sangat penting dalam penemuan kegagalan yang dapat menimbulkan kerusakan sistem. Skala 10 memiliki kriteria bahwa tidak ada mekanisme untuk mendeteksi penyebab kegagalan atau modus kegagalan dan skala 1 memiliki peluang mekanisme hampir pasti untuk mendeteksi penyebab kegagalan atau modus kegagalan.

Setelah mengetahui nilai S, O, dan D, maka tahap selanjutnya adalah menghitung nilai RPN (Sumber: SAE J – 1739, 1995) [4] dengan menggunakan rumus

$$RPN = S \times O \times D \quad (3)$$

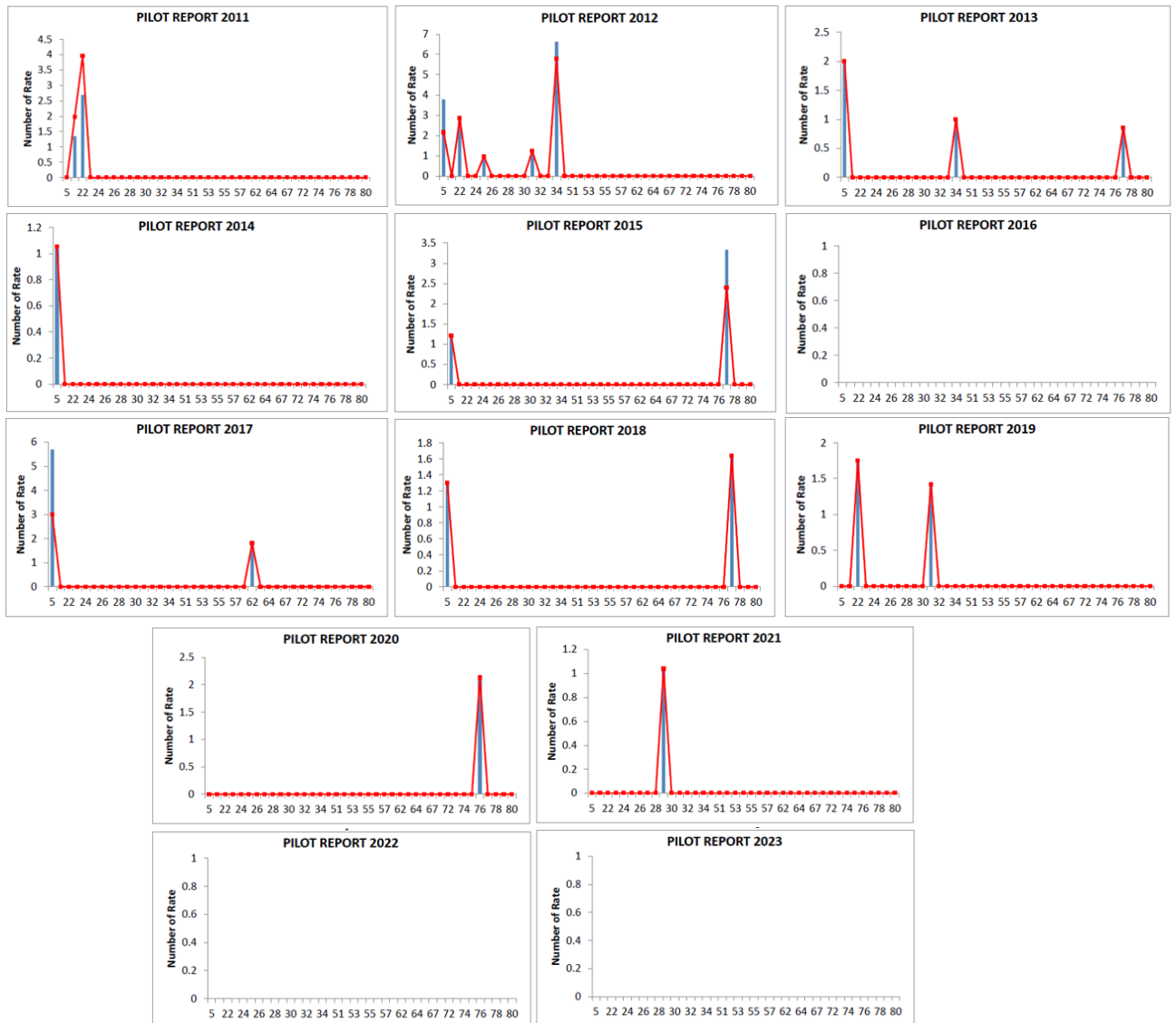
Dimana nilai RPN berkisar dari 1 (terbaik mutlak) hingga 1000 (absolut terburuk) dengan distribusi sebagai berikut:

- a. nilai 1 = tidak terjadi kegagalan
- b. nilai 2-60 = kegagalan yang terjadi rendah
- c. nilai 61-200 = tingkat kegagalan sedang
- d. nilai 201-1000 = tingkat kegagalan yang tinggi

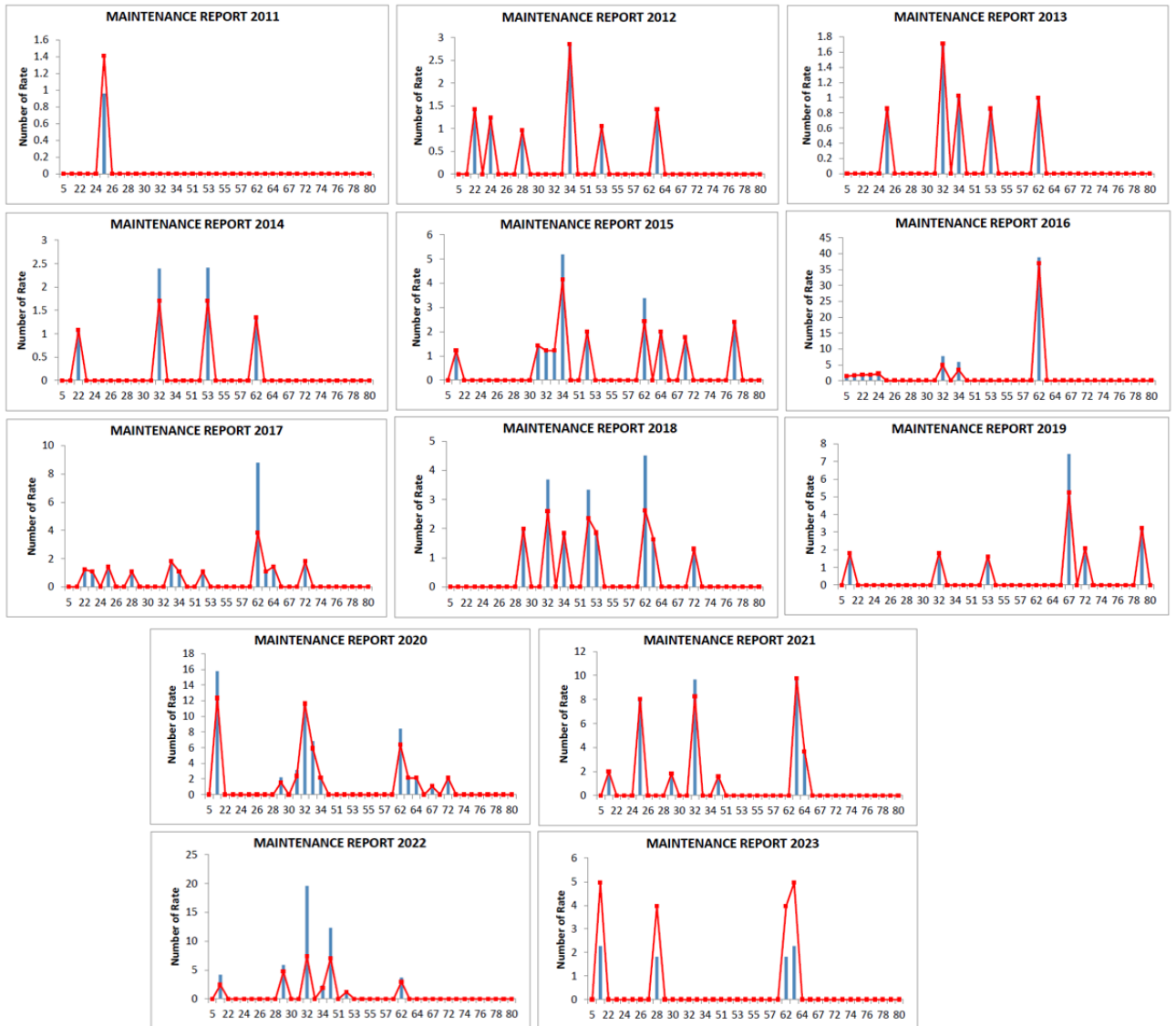
Untuk mengatasi masalah tersebut dalam penelitian ini menggunakan metode Reliability Centered Maintenance (RCM) dengan perhitungan Failure Modes and Effect Analyze (FMEA). Metode RCM memiliki kelebihan failure consequence yakni mengutamakan tindakan utama preventive maintenance yaitu mencegah dan meminimalisasi konsekuensi akibat kegagalan yang muncul, sehingga dapat meningkatkan reliability dan safety dari peralatan-peralatan yang digunakan. Maka penggunaan metode RCM ini diharapkan dapat membantu perusahaan untuk menunjukkan penyebab kegagalan dan akibatnya sehingga perusahaan dapat segera melakukan upaya untuk mencegah terjadinya kegagalan mesin tersebut [13]. Reliability merupakan probabilitas bekerjanya alat yang tercukupi pada periode tertentu dari operating condition yang diberikan [14][15].

3. HASIL DAN ANALISIS

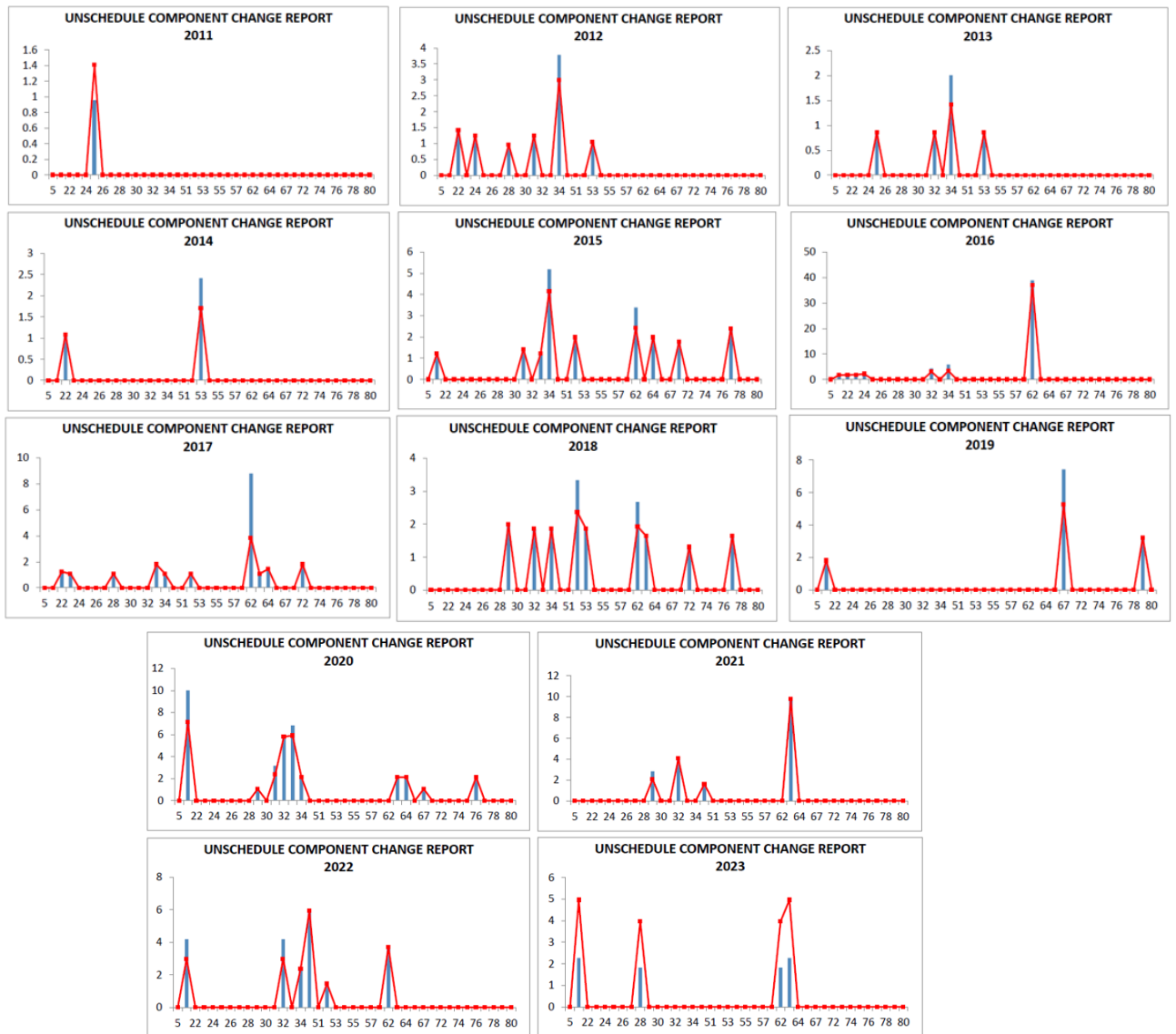
Dari data-data yang telah di hitung di tahap sebelumnya diperoleh hasil dengan nilai-nilai yang beragam. Grafik pada Gambar 2 mengenai AL dibuat per tahunnya dan dibedakan berdasarkan pengelompokan data yaitu pilot report, maintenance report, dan unscheduled component change report. Angka-angka vertikal dan batang biru dalam grafik-grafik hasil pengolahan data menunjukkan nilai rate, sedangkan angka-angka horizontal menunjukkan ATA Chapter. Pada grafik tersebut juga terdapat titik merah yang menunjukkan nilai alert level. Gambar 3 merupakan grafik pilot report yang mana pada tahun 2016, tahun 2022, dan tahun 2023 tidak terjadi kasus defect apapun sehingga nilai rate dan nilai alert level adalah 0. Gambar 4 merupakan *unscheduled component change report* yang mana nilai rate tidak melebihi nilai *Alert Level*.



Gambar 2. Pilot Report dari tahun 2011 hingga 2023



Gambar 3. Maintenance Report dari tahun 2011 hingga 2023



Gambar 4. Unscheduled Report dari tahun 2011 hingga 2023

Untuk mengidentifikasi dan menganalisis kegagalan pada berbagai komponen dalam ATA Chapter 32, maka diperlukannya sebuah data defect atau kegagalan pada komponen tersebut. Data kegagalan ini didapat dari history defect report Helikopter EC155B1. Berdasarkan dari data defect report terdapat beberapa mode kegagalan. Adapun mode kegagalan dan juga jumlahnya tertera sebagai berikut:

Tabel 1 Jumlah Mode Kegagalan ATA 32 tahun 2011-2023

No	Mode Kegagalan	Jumlah
1	<i>Damage</i>	4
2	<i>Leak</i>	13
3	<i>Distance Dimension</i>	3
4	<i>Scratch</i>	1
5	<i>Delay Retraction</i>	1

Tabel 2 adalah Worksheet FMEA ATA Chapter 32 Helikopter EC155B1 periode 2011-2023 yang mana merupakan daftar kegagalan komponen, potensi penyebab kegagalan, potensi dampak kegagalan, serta tindakan yang direkomendasikan untuk menangani kegagalan tersebut.

Tabel 2. FMEA kegagalan pada ATA Chapter 32 Landing Gear

Sub Komponen	Mode Kegagalan Potensial	Potensi Penyebab Kegagalan	Potensi Dampak Kegagalan	S	O	D	RPN	Tindakan yang direkomendasikan
Main Wheel L/H	Kerusakan	Gesekan dengan tanah saat perpajakan, ban bertekanan rendah dengan posisi statis helikopter dalam waktu lama.	Helikopter tidak dapat melaju dengan baik, ban akan meledak dan rusak saat helikopter mendarat dengan <i>positive landing</i> di helipad / landasan pacu.	2	3	1	6	Mengganti rakitan roda utama L/H dengan yang baru
Brake Accumulator	Bocor	Kegagalan O-ring	Saat dalam keadaan parkir atau statis, kinerja rem akan berkurang.	3	3	4	36	Servis rem akumulator
Main Landing Gear Shock Absorber L/H	Dimensi Jarak	Katup tekanan tinggi atau rendah untuk nitrogen pada shock absorber.	Perbedaan dimensi jarak.	2	2	2	8	Mengisi ulang roda pendaratan utama L/H
Main Landing Gear Shock Absorber L/H	Dimensi Jarak	Katup tekanan tinggi atau rendah untuk nitrogen pada shock absorber.	Shock absorber will slowly deflate the nitrogen in shock absorber chamber.	2	2	2	8	Mengisi peredam kejut roda pendaratan utama L/H
Main Landing Gear L/H	Bocor	Debu pada shock absorber	Scraper dan o'ring akan rusak pada shock strut, oli di ruang tekanan rendah akan merembes, pendaratan utama akan gagal karena kehabisan oli.	1	4	2	8	Mengisi roda pendaratan utama L/H
Landing Gear Shock Absorber L/H	Bocor	Debu pada shock strut	Scraper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli di Low-Pressure Chamber	4	4	2	32	Servis L/H shock absorber.
Main Landing Gear R/H	Dimensi Jarak	Katup Tekanan Tinggi atau	Shock absorber akan perlahan-lahan	2	2	2	8	Mengisi dan menggembungkan

Shock Absorber			Tekanan Rendah untuk nitrogen pada Shock absorber.	mengempiskan nitrogen dalam shock absorber chamber.					main landing gear shock absorber R/H
Main Landing Gear R/H	Bocor		Debu pada shock strut	Scraper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal karena kehabisan oli.	1	4	2	8	Mengisi dan menggembungkan landing gear R/H
Hub Nose	Rim Scratch		Gesekan dengan FOD.	Hub akan retak.	2	2	2	8	Mengganti hub rim nose
Landing Gear R/H Shock Absorber	Bocor		Debu pada shock strut	Scraper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal karena kehabisan oli.	4	4	2	32	Servis landing gear shock absorber R/H
Brake Accumulator	Internal leak		Kegagalan internal	Saat dalam keadaan parkir atau statis, kinerja rem akan berkurang.	3	3	4	36	Melakukan penggantian pada brake accumulator
Main Landing Gear	Bocor		Debu pada shock strut	Scraper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal karena kehabisan oli.	1	4	2	8	Melakukan servis pada main landing gear
Main Landing Gear R/H	Bocor		Debu pada shock strut	Scraper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal	1	4	2	8	Melakukan servis pada main landing gear

			karena kehabisan oli.					
Brake Transmitter On	Bocor	Kegagalan O'ring	Tekanan oli di akumulator rem akan rendah.	2	3	2	12	Penggantian o-ring & filling brake
Landing Gear	Delay retraction	Nose mendarat perlahan hingga terpusat, Microswitch.	memengaruhi sistem lain hingga kinerja mesin.	1	2	1	2	Periksa/penyesuaian landing gear & penyesuaian pemasangan microswitch
Brake Transmitter System R/H	Bocor	Kegagalan o'ring	Tekanan oli pada akumulator rem akan rendah dan tidak dapat bekerja selama pengoperasian.	2	3	2	12	Melakukan pengisian brake transmitter R/H system.
Main Landing Gear R/H	Bocor	Debu pada shock strut	Scrapper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal karena kehabisan oli.	1	4	2	8	Melakukan servis pada main landing gear R/H
Brake System Assistance	Bocor	Kegagalan O'ring/gasket	Tekanan oli di akumulator rem akan rendah.	3	3	2	18	Melakukan penggantian o'ring
Main Landing Gear Wheel Assy	Rusak	Gesekan dengan tanah saat perpajakan, Ban bertekanan rendah dengan posisi statis helikopter dalam waktu lama.	Helikopter tidak dapat melaju dengan baik, ban akan meledak dan rusak saat helikopter mendarat dengan <i>positive landing</i> di helipad / landasan pacu.	2	3	1	6	Melakukan penggantian main landing gear L/H wheel assy.
Main Landing Gear L/H	Bocor	Debu pada shock strut	Scrapper dan o'ring akan merusak shock strut. Oli pada Low Pressure Chamber akan merembes, Main Landing akan gagal	1	4	2	8	Melakukan servis pada main landing gear L/H

karena
kehabisan oli

Berdasarkan worksheet FMEA ATA Chapter 32 Helikopter EC155B1 periode 2011-2023, maka dapat menghtiong nilai RPN dapat menggunakan rumus (3) dimana Severity, Occurence, dan Detection dikalikan. Berikut tabel hasil perhitungan nilai RPN tiap mode kegagalan berdasarkan kuisioner yang telah dilakukan sebelumnya. Tabel 3 merupakan hasil dari wawancara dengan teknisi lapangan dalam pengisian nilai Severity, Occurence, dan Detection

Tabel 3. Risk Priority Number

No	Mode Kegagalan	S	O	D	RPN
1	<i>Damage</i> pada <i>Main Wheel</i>	2	3	1	6
2	<i>Distance dimension</i> pada <i>Shock Absorber</i>	2	2	2	8
3	<i>Leak</i> pada <i>Brake Accumulator</i>	3	3	4	36
4	<i>Leak</i> pada <i>Main Landing Gear</i>	1	4	2	8
5	<i>Leak</i> pada <i>Shock Absorber</i>	4	4	2	32
6	<i>Leak</i> pada <i>Brake Transmitter</i>	2	3	2	12
7	<i>Leak</i> pada <i>Brake System Assistance</i>	3	3	2	18
8	<i>Scratch</i> pada <i>Hub Rim Nose</i>	2	2	2	8
9	<i>Delay Retraction</i> pada <i>Landing Gear</i>	1	2	1	2

Dari tabel tersebut didapatkan nilai RPN tertinggi yaitu 36 pada mode kegagalan *Leak* pada Brake Accumulator dimana nilai tersebut termasuk dalam tingkat kegagalan yang rendah. Namun dalam proses diagnosis kegagalan sebenarnya terdapat banyak faktor ketidakpastian. Leak pada brake accumulator mungkin diakibatkan karena aus, tetapi kemungkinan besar katup pengisian akumulator. Katup periksa mudah aus dan tekanan tidak akan tetap tinggi. Masalah ini dimulai saat muatan nitrogen akumulator bocor seperti yang tertulis pada Tabel 2. Katup pengisian akan berputar berlebihan dan tekanan tersebut akan membuat katup dan akhirnya pompa aus. Tindakan preventif yang dapat dilakukan adalah mencoba memompa pedal rem pada saat kondisi mesin mati, tetapi kunci kontak menyala sebanyak tiga hingga lima kali aplikasi rem penuh sebagai cadangan. Jika sudah terjadi kebocoran, maka akan dilakukan penggantian katup pengisian akumulator dan menutup ulang serta mengisi ulang akumulator. Cara termudah adalah dengan melepas akumulator dan diservis untuk diperbaiki daripada mencoba mendapatkan perangkat pengisian yang diperlukan untuk mengisi ulang nitrogen.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil penelitian pada ATA 32 Helikopter EC 155 B1 Eurocopter dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Program *reliability* yang diterapkan di helikopter EC 155 B1 Eurocopter selama periode 2011 hingga 2023 dengan faktor deviasi dalam pengolahan data ini bernilai 3.2 karena menggunakan perhitungan dengan interval 12 bulan. Pada perhitungan pilot report didapatkan hasil nilai rate tidak melebihi nilai alert level, kecuali pada tahun 2012, 2015 dan 2017, pada perhitungan maintenance report didapatkan hasil nilai rate yang melebihi nilai alert level, kecuali pada tahun 2011, 2012, 2013 dan 2023. Sedangkan pada *Unschedule Component Change Report* didapatkan hasil nilai rate yang melebihi nilai alert level, kecuali pada tahun 2011 dan 2023.
2. Berdasarkan dari data *defect report* pada helikopter EC 155 B1 dalam periode 2011-2023, didapatkan 5 modus kegagalan terkait ATA Chapter 32 (Landing Gear) dimana 5 jenis kegagalan tersebut memiliki tingkat resiko yang berbeda-beda. Berdasarkan dari hasil analisa dengan metode FMEA dari 5 jenis permasalahan terkait ATA Chapter 32 (Landing Gear) didapatkan permasalahan pada *Brake Accumulator* memiliki nilai RPN paling tertinggi yaitu sebesar 36 dimana menjadi mode kegagalan dengan tingkat kegagalan yang rendah. Penyebab permasalahan *Brake Accumulator* yaitu kerusakan internal pada komponen tersebut yang dapat menyebabkan kinerja pengereman menjadi berkurang ketika kondisi terparkir atau *static*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Air Transport Association (America), "Spec 100: Manufacturers' Technical Data", 1956
- [2] "System Description Section (SDS) EC155", Eurocopter (Airbus), 2023.

- [3] H. Schneider and D. H. Stamatis, "Failure Mode and Effect Analysis: FMEA from Theory to Execution," *Technometrics*, vol. 38, no. 1, p. 80, Feb. 1996, doi: [10.2307/1268911](https://doi.org/10.2307/1268911)
- [4] "Potential Failure Mode and Effects Analysis (FMEA) Including Design FMEA, Supplemental FMEA-MSR, and Process FMEA", doi: [10.4271/J1739_202101](https://doi.org/10.4271/J1739_202101)
- [5] N. Zhang, S. Yan, Z. Fang, and B. Yang, "Fuzzy GERT model based on z-tag and its application in weapon equipment management," *Journal of Intelligent Fuzzy Systems*, vol. 40, no. 6, pp. 12503-12519, Jun. 2021, doi: [10.3233/JIFS-201731](https://doi.org/10.3233/JIFS-201731)
- [6] Michael A. Brown, Jung-Hua Chang, "Analytical Techniques for Helicopter Component Reliability", American Helicopter Society 64th, Annual Forum, Montreal, Canada, April 29 - May 1, 2008.
- [7] L. Iven and Y. Zaidi, "Validation of the safety requirements of the landing gear using fault tree analysis," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 13, no. 2, pp. 503-520, Mar. 2022, doi: [10.1007/s13272-022-00572-8](https://doi.org/10.1007/s13272-022-00572-8)
- [8] Y. Yin, N. Hong, N. Huajin, and Z. Ming, "Reliability Analysis of Landing Gear Retraction System Influenced by Multifactors," *Journal of Aircraft*, vol. 53, no. 3, pp. 713-724, May 2016, doi: [10.2514/1.C033333](https://doi.org/10.2514/1.C033333)
- [9] I. NICOLIN and B. A. NICOLIN, "Failure Mode and Effect Analysis for a military nose landing gear project," *INCAS BULLETIN*, vol. 13, no. 4, pp. 205-212, Nov. 2021, doi: [10.13111/2066-8201.2021.13.4.17](https://doi.org/10.13111/2066-8201.2021.13.4.17)
- [10] Iven and Y. Zaidi, "Validation of the safety requirements of the landing gear using fault tree analysis," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 13, no. 2, pp. 503-520, Mar. 2022, doi: [10.1007/s13272-022-00572-8](https://doi.org/10.1007/s13272-022-00572-8)
- [11] T. Qian, Z. Yongqiang, L. Yongfei, and P. Bo, "Reliability Analysis on Aircraft Main Landing Gear System Based on Simulation of GERT," 2019 3rd International Conference on Electronic Information Technology and Computer Engineering (EITCE), Oct. 2019, doi: [10.1109/EITCE47263.2019.9094798](https://doi.org/10.1109/EITCE47263.2019.9094798)
- [12] Z. Li, X. Li, Y. Jiang, and M. Yuan, "Research on Data Analysis Model of Weapon Equipment Acquisition Information Network," 2020 2nd International Conference on Information Technology and Computer Application (ITCA), Dec. 2020, doi: [ITCA52113.2020.00155](https://doi.org/10.1109/ITCA52113.2020.00155)
- [13] R. Rohmat, "Analisis Perawatan Mesin Conveyor Dengan Metode Reliability Centered Maintenance (RCM)," *JUSTI (Jurnal Sistem dan Teknik Industri)*, vol. 3, no. 1, p. 145, Oct. 2022, doi: [10.30587/justicb.v3i1.4761](https://doi.org/10.30587/justicb.v3i1.4761)
- [14] I. Aditiya, L. R. Pinandhita, and B. D. Adiputra, "Reliability Analysis Of Main Rotor EC 155B1 On Pin Blade And Attach Beams Components Using Markov Analysis," *Vortex*, vol. 3, no. 1, p. 18, Jan. 2022, doi: [10.28989/vortex.v3i1.1026](https://doi.org/10.28989/vortex.v3i1.1026)
- [15] Srinath, L.S., "Reliability Engineering", East West Press, New Delhi, India, 2013

