

Analisis Kegagalan Material Pada Sayap Pesawat Terbang (*Review*)

Armitha Lisanul Karimah*, Mei Iftita Mawarda, Wilson Pauru',
Yanuar Ramadhan, Yasmina Amalia

Program Studi Teknik Metalurgi, Jurusan Teknik Pertambangan, Fakultas Teknologi Mineral,
Universitas Pembangunan Nasional "Veteran" Yogyakarta

*Corresponding Email: armithalisanul@gmail.com

ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui mekanisme analisis kegagalan material yang dilakukan pada sayap pesawat terbang. Analisis dilakukan dalam bentuk inspeksi visual, fraktografi makro, dan fraktografi SEM. Analisis tersebut menggunakan uji komposisi dengan spektroskopi X-ray fluorescence (XRF) dan Oxford Instruments X-MET 5100, analisis makroskopik dengan kamera digital Nikon SMZ 1500 dan mikroskop stereo, dan analisis fraktografi pembesaran yang lebih tinggi dilakukan dengan menggunakan FEI XL40 SFEG SEM. Berdasarkan analisis yang dilakukan, ditemukan bahwa kegagalan terjadi pada komponen sayap pesawat, retakan intergranular karena kelemahan struktur mikro, adalah penyebab kegagalan material. Analisis kegagalan material sangat penting untuk mengetahui dan mengungkapkan penyebab dan penanggulangan komponen yang gagal. Bentuk kegagalannya bisa berupa retakan, patah tulang, korosi, dan lain-lain.

Kata kunci: Pesawat Terbang, Analisis, Retak, Kegagalan, Fractography

ABSTRACT

This study aims to determine the mechanism of material failure analysis carried out on aircraft wings. The analysis was carried out in the form of visual inspection, macro-fractography, and SEM fractography. The analysis used composition assays with X-ray fluorescence (XRF) spectroscopy and Oxford Instruments X-MET 5100, macroscopic analysis with a Nikon SMZ 1500 digital camera and stereo microscope, and higher magnification fractographic analysis was performed using the FEI XL40 SFEG SEM. Based on the analysis carried out, it was found that failure occurred in the components of the aircraft wing, intergranular cracks due to microstructure weakness, were the cause of material failure. Material failure analysis is very important to know and reveal the causes and countermeasures of the components that failure. The form of failure can be in the form of cracks, fractures, corrosion, and others.

Keywords — Aircraft, Analysis, Crack, Failure, Fractography.

1. PENDAHULUAN

Kegagalan material merupakan degradasi yang terjadi pada logam atau material. Hal ini dapat mempengaruhi kinerja dari suatu material, baik itu mengurangi masa pakai dari alat ataupun dapat menyebabkan kecelakaan yang berakibat fatal. Permasalahan dari kegagalan logam ini perlu dilakukan analisis berupa prosedur untuk mengetahui dan mengungkapkan penyebab serta penanggulangan dari komponen yang mengalami kegagalan (*fatigue*). Kegagalan banyak ditemukan dalam kehidupan salah satunya pada komponen pesawat terbang.

Analisis kegagalan material sangat penting dilakukan untuk mengetahui hal-hal yang mempengaruhi efisiensi kerja dari suatu material, sehingga kedepannya dapat menjadi bahan acuan dalam pengambilan keputusan mengenai material tersebut. Hal ini dapat menjadi gambaran pengendalian yang tepat dalam menjaga masa pakai material agar dapat bertahan lebih lama sehingga menghambat terjadinya pemberhentian operasi.

Pesawat terbang merupakan alat transportasi udara yang digunakan untuk mengangkut penumpang dan barang dengan waktu yang efisien [1]. Dimana keselamatan penumpang dan awak kabin sangat diutamakan sehingga sangat penting untuk dilakukan penanggulangan dini kecelakaan. Untuk menghindari kecelakaan tersebut wajib dilakukan pengecekan dan pengujian oleh orang-orang yang berwenang mengenai desain, komponen, permesinan dan sebagainya. Pengecekan dan pengujian tersebut dilakukan secara berkala untuk menganalisis kemungkinan-kemungkinan yang dapat terjadi sehingga dapat meminimalisir terjadinya kegagalan.

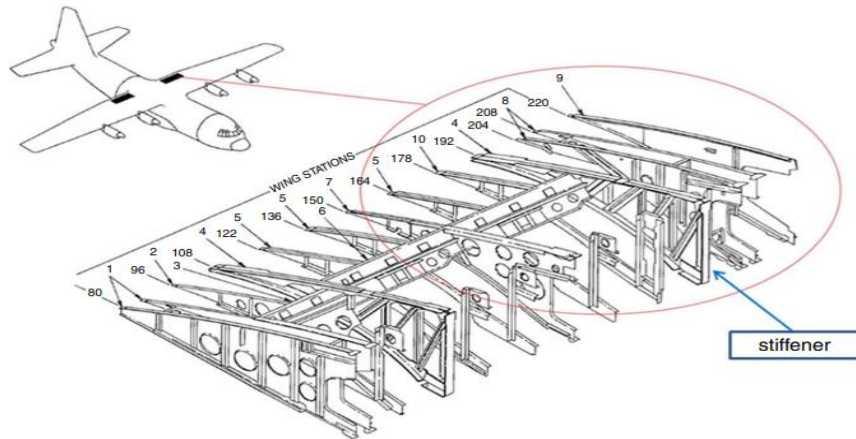
Pada industri pesawat banyak menggunakan paduan aluminium dengan kekuatan yang tinggi sebagai bahan utama dari struktur pesawat seperti sayap pada pesawat [2]. Paduan Aluminium seri 7XXX banyak digunakan pada struktur pesawat seperti rangka pesawat, bantalan beban pesawat dan spar pada sayap pesawat. Material ini digunakan karena memiliki sifat kekuatan yang tinggi, kekakuan khusus yang tinggi, sifat kekerasan yang tinggi, mudah diolah dan pengaruh las [3, 4]. Struktur pesawat mengutamakan keselamatan penerbangan [5, 6, 7]. Penelitian dan pengujian yang komprehensif dilakukan untuk memastikan keselamatan penerbangan secara efektif [8]. Untuk memastikan keselamatan penerbangan, perlu memperhatikan aspek berat dan kekuatan struktur selain dari aspek aerodinamika [9]. Kecelakaan pesawat sebagian besar disebabkan oleh kelelahan pada logam. Kelaziman kelelahan pada material pesawat ini dikarenakan beban kerja dari pesawat yang memerlukan desain yang dengan tingkat tegangan yang tinggi dan sekaligus struktur pesawat yang ringan [10]. Komponen yang sangat penting dan berpengaruh pada pesawat ialah di bagian sayap pesawat, karena sayap berfungsi untuk menghasilkan gaya angkat (*lift*) [11]. selain itu, sayap pesawat bekerja pada lingkungan yang terbelah ekstrem yakni pada tekanan dan temperatur tinggi sehingga rentan mengalami kegagalan pada material penyusunnya. Pada sayap pesawat mengalami perbedaan tekanan dari sisi atas dan bawahnya. Sedangkan pada bagian depan sayap pesawat bertabrakan dengan udara yang menyebabkan adanya peningkatan temperatur menjadi lebih tinggi. Hal inilah yang menyebabkan bagian pesawat perlu dilakukan pengecekan dan analisis kegagalan material.

Untuk menjawab tantangan tersebut, perlu dilakukan analisis berupa pengujian untuk mengetahui penyebab dan dampak yang terjadi pada material uji tersebut. Ada berbagai macam pengujian yang dapat dipertimbangkan untuk menganalisis suatu material, seperti uji komposisi, uji makroskopik, uji tekan, uji tarik, uji bending dan masih banyak lagi.

2. METODOLOGI PENELITIAN

Penelitian ini menggunakan metode Studi Pustaka, dimana informasi yang diperoleh dari beberapa dokumen dan foto yang relevan. Selain itu, penelitian ini juga membandingkan data data dari berbagai sumber pustaka sehingga dapat disajikan secara luas.

Analisis yang dilakukan adalah uji komposisi kimia komponen menggunakan spektroskopi *X-ray fluorescence* (XRF) dan Oxford Instruments X-MET 5100. Analisis makroskopik dari permukaan luar komponen dan pemeriksaan perbesaran rendah dari topografi rekahan dilakukan dengan menggunakan kamera digital dan mikroskop stereo Nikon SMZ 1500. kemudian untuk analisis fraktografi perbesaran yang lebih tinggi dilakukan menggunakan FEI XL40 SFEG SEM, menggunakan pencitraan elektron sekunder di bawah tegangan percepatan 20 kV.



Gambar 1. Tampilan skema dari pusat sayap pesawat dan struktur *trailing edge* dengan *stiffener* [12]

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Analisa Kimia

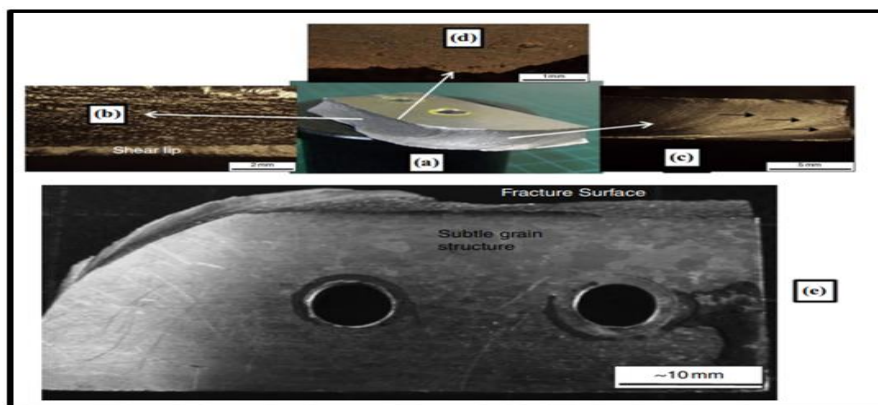
Untuk mengetahui komposisi kimia dari komponen *stiffener* dilakukan analisis dengan spektroskopi XRF. Analisis dilakukan menggunakan standar SAE AMS QQA-200/11, dengan hasilnya dapat dilihat pada Tabel 1.

Tabel 1. Komposisi Kimia Paduan Aluminium 7075-T6 [12]

	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al	Other each	Others total
Min wt. %	–	–	1.20	–	2.10	0.18	5.10	–	Rem	–	–
Max wt. %	0.40	0.50	2.00	0.30	2.90	0.28	6.10	0.20	Rem	0.05	0.15

3.2 Pemeriksaan Visual dan Makro-fraktograf

Selain melakukan pemeriksaan visual, dilakukan serangkaian pengujian lainnya baik yang tidak merusak maupun merusak, berupa pengujian SEM, analisis termal-mekanik, kalorimeter pemindaian diferensial, dan pengujian kelelahan [13]. Analisis fraktografi digunakan sebagai teknik analisis utama untuk memperoleh bukti yang cukup mengenai mekanisme patah yang berevolusi dan proses yang terjadi terhadap komponen [12].



Gambar 2. Pengamatan Makro Fraktografi mengungkapkan mekanisme kegagalan dan berkontribusi pada fraktur akhir [12]

Pada Gambar 2(a) menunjukkan morfologi permukaan rekahan secara keseluruhan

yang disebabkan oleh IGC atau SCC yang dikenal dengan retak intergranular karena kelemahan mikrostruktur yang melekat, kemudian pada Gambar 2(b) merupakan area degradasi kasar, lalu Gambar 2(c) menunjukkan area *fatigue fracture* dan panah hitam menunjukkan arah kelelahan dan Gambar 2(d) yaitu area degradasi permukaan yang menunjukkan lubang-lubang dan rongga yang terisolasi dan bertindak sebagai pemicu *stress* dan merupakan proses degradasi kimia atau elektrokimia, lalu Gambar 2(e) yaitu makrograf yang menggambarkan garis kasar struktur butir komponen Al.

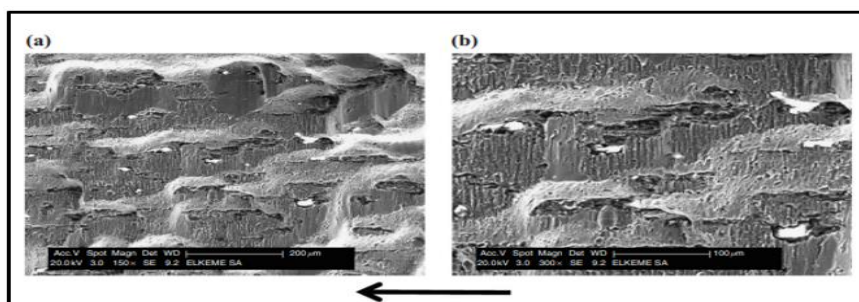
3.3 SEM Fraktografi

Analisis fraktografi digunakan untuk menentukan penyebab kerusakan dari suatu komponen dan material [14]. Analisis fraktografi dilakukan untuk mengkaji dan meneliti permukaan patahan secara kasat mata atau dengan bantuan stereo mikroskop, dan bila diperlukan juga dapat digunakan *Scanning Electron Microscope* (SEM) atau *Transmission Electron Microscope* (TEM) [15].

Dilakukan pengamatan dengan perbesaran yang lebih tinggi menggunakan SEM (*Scanning Electron Microscope*) didapatkan bahwa tekstur orientasi karakteristik yang didominasi oleh Zona A, dikaitkan dengan deformasi riwayat pemrosesan komponen paduan Al (Gambar 3 dan Gambar 4). Secara khusus, proses ekstrusi yang diperlukan untuk membuat komponen menyebabkan butiran material memanjang di arah kerja, menghasilkan struktur mikro (membujur di Zona A). Selanjutnya, morfologi berserat tersebut adalah fitur diagnostik IGC karena batas butir memanjang memberikan jalur retak intergranular, terutama untuk daerah yang terkena korosi [16].

Retak permukaan rekahan konjugasi terlihat jelas sementara kerusakan korosi lokal ditunjukkan di daerah tertentu yang kemungkinan menunjukkan degradasi yang dibantu lingkungan sebelumnya (Gambar 5). Pada kasus yang jarang terjadi, fraktur intergranular bisa juga merupakan hasil dari proses kelelahan, di bawah nilai intensitas tegangan (ΔK) yang rendah dan laju pertumbuhan retak yang lambat. Pertumbuhan retak dilanjutkan melalui superposisi tegangan siklik yang tumpang tindih dengan daerah granular kasar, hal itu ditunjukkan dengan adanya tanda-tanda goresan halus pada segi butir (Gambar 6).

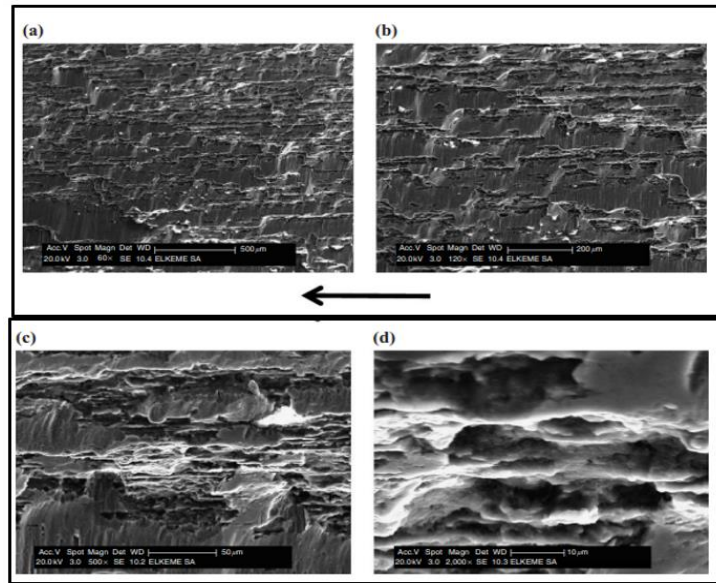
Perambatan retak lebih lanjut dapat terjadi melalui mekanisme *fatigue* yang diperkuat oleh resonansi/getaran sehingga menyebabkan pola lurik karakteristik yang menandakan laju pertumbuhan retakan lokal (da/dN), lihat (Gambar 7 dan Gambar 8). Meskipun tidak ada pergoresan detail pengukuran jarak dilakukan sebagai fungsi dari panjang retak, kehalusan pola lurik menunjukkan terjadinya *High Cycle Fatigue* (HCF). Defleksi retak direalisasikan dari arah jalur retakan asli mungkin karena struktur mikro memerintahkan orientasi, *Crack Driving Force* (CDF) rendah dan kondisi keadaan tegangan yang dihasilkan dari beban operasi aktual serta tegangan sisa yang ada. Potongan yang hampir tidak berbentuk dan rusak parah akibat gesekan-gesekan serta tingkat plastisitas yang terbatas pada zona geser patahan cepat yang kemungkinan besar merupakan bagian dari kegagalan akhir yang dihasilkan oleh beban lebih elastis (Gambar 9)



Gambar 3. Pengamatan Makro Fraktografi mengungkapkan mekanisme kegagalan dan

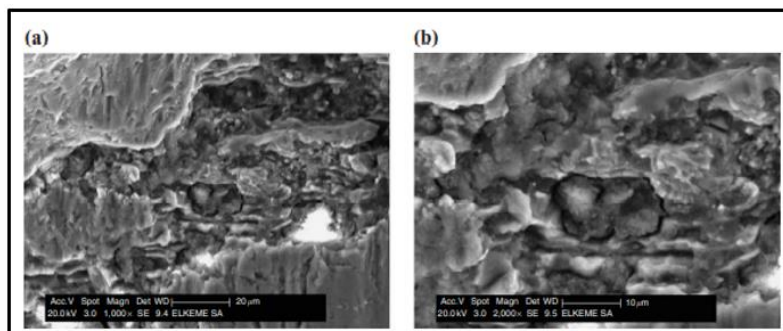
berkontribusi pada fraktur akhir [12]

Gambar 3(a) merupakan Mikrograf SEM yang dekat dengan area tepi granular kasar yang memiliki pola patahan kasar, sedangkan Gambar 3(b) merupakan rincian dari Gambar 3(a) yaitu tindakan retakan karena kontak *fracture* dan pola tekstur, kemungkinan didapatkan dari proses deformasi.



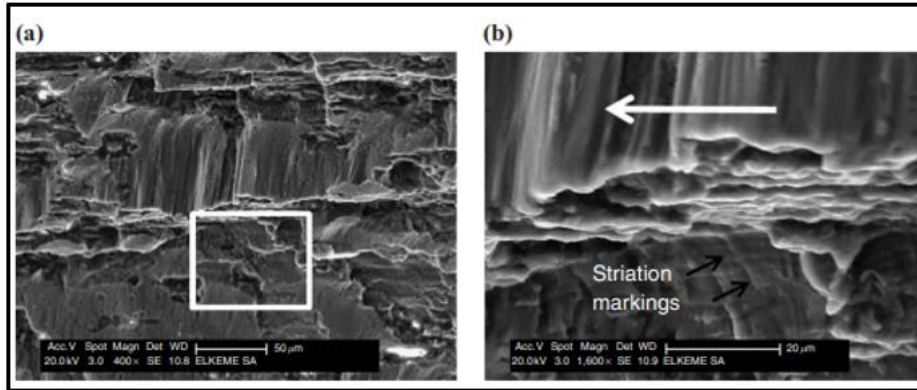
Gambar 4. Mikrograf SEM menunjukkan detail dari daerah patahan kasar [12]

Pada Gambar 4(a) merupakan morfologi granular yang menunjukkan pola orientasi yang teratur dan konsisten dengan pemrosesan deformasi sebelumnya, Gambar 4(b) merupakan detail dari Gambar 4(a), Gambar 4(c), dan Gambar 4(d) perbesaran mikrograf yang lebih tinggi menggambarkan lebih jelas serat tekstur permukaan patahan.



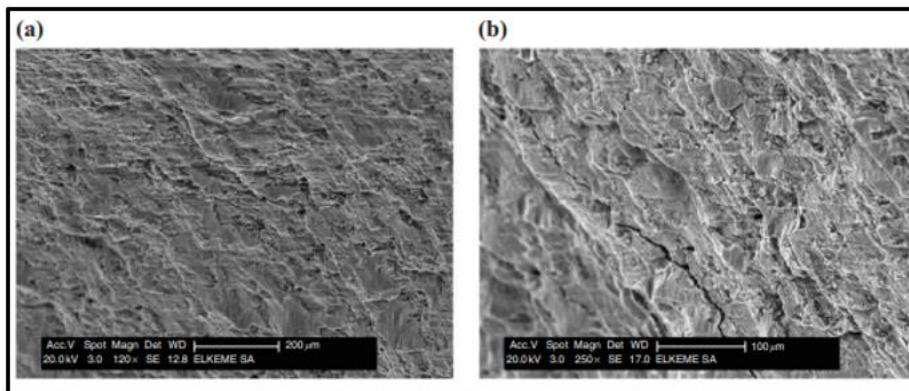
Gambar 5. Morfologi fraktur menggambarkan terlokalisasi kerusakan permukaan [12]

Pada Gambar 5(a) yaitu Mikrograf SEM dari area yang terletak di wilayah granular kasar yang menunjukkan evolusi korosi dan retak mikro. Hal inilah yang kemungkinan menunjukkan degradasi yang disebabkan oleh lingkungan dan retak intergranular seperti pada Gambar 5(b) merupakan detail dari Gambar 5(a).



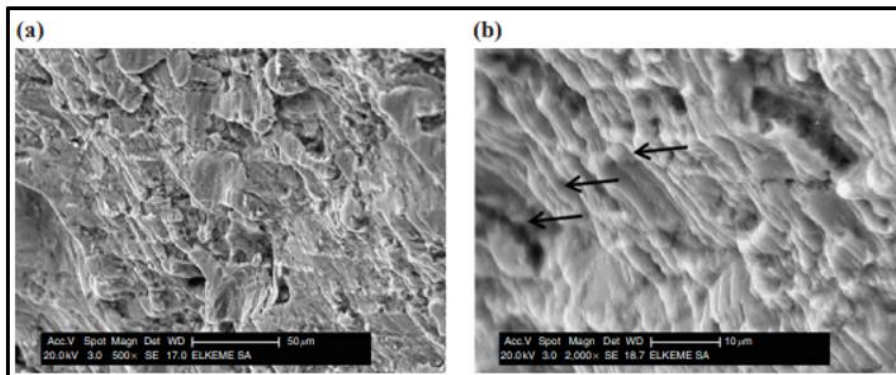
Gambar 6. Mikrograf SEM menunjukkan gesekan permukaan terkait kerusakan dan progresif terlokalisasi pertumbuhan retak mekanisme [12]

Pada Gambar 6(a) merupakan kerusakan mekanis akibat gesekan yang terjadi antara permukaan fraktur konjugasi, Gambar 6(b) tanda goresan *fatigue* yang samar.

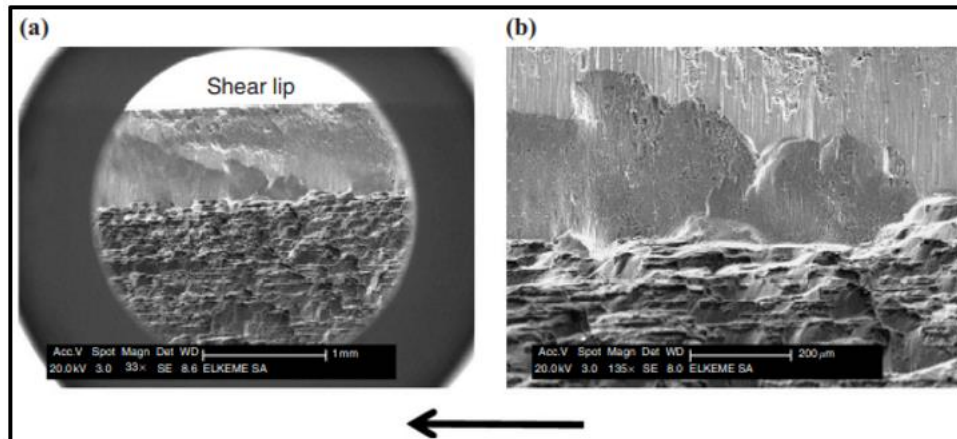


Gambar 7. Fraktografi SEM evaluasi menunjukkan transisi ke zona fraktur kelelahan [12]

Pada Gambar 7(a) Mikrograf SEM dari area yang dekat dengan permukaan rekahan kasar, menunjukkan tanda *fatigue crack*, Gambar 7(b) daerah yang berdekatan menggambarkan adanya retakan sekunder.



Gambar 8. Mikrograf SEM dari zona kelelahan yang halus (Zona B) menggambarkan adanya tanda-tanda lurik sesuai dengan celah lokal tingkat kemajuan per siklus beban (da/dN) [12]



Gambar 9. Fraktografi SEM analisis daerah dekat dengan permukaan dari komponen [12]

Pada Gambar 9(a) adalah mikrograf SEM pada perbesaran rendah yang menunjukkan antarmuka area granular kasar dan permukaan geser. Sedangkan pada Gambar 9(b) merupakan detail dari Gambar 9(a), dimana terdapat tanda tarik dan ditemukan *shallow shear dimples* dan *dimple tearing* yang berasal dari proses terkait gesekan dan medan tegangan geser. Panah menunjukkan arah perambatan retak.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisa kegagalan menggunakan Makro-fraktografi didapatkan kecacatan yaitu retak intergranular, degradasi kasar, kelelahan material dan degradasi kimia atau elektrokimia. Sedangkan, pada analisa kegagalan menggunakan SEM fraktografi didapatkan kecacatan adanya kerusakan korosi lokal, pertumbuhan retak yang melalui superposisi tegangan siklik yang tumpang tindih dengan daerah granular kasar, *High Cycle Fatigue*, *Crack Driving Force*, kerusakan mekanis yang diakibat oleh gesekan yang terjadi antara permukaan fraktur konjugasi, *shallow shear dimples*, dan *dimple tearing*.

UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih yang sebesar-besarnya penulis sampaikan kepada Program Studi Teknik Metalurgi Universitas Pembangunan Nasional “Veteran” Yogyakarta yang telah memwadhahi dan memberikan dorongan terhadap penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Yardla., Subijanto. (2016). Analisa Kerusakan Ignition Exciter Apu Tipe TCN-1031 Pada Pesawat Boeing 737- 300 PK-MBP. INDEPT, Vol. 6, No. 1. ISSN 2087 – 9245.
- [2] Wanhill, R.J.H., R.T. Byrnes and C.L. Smith. (2010). Stress corrosion cracking in aerospace vehicles. Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium, National Aerospace Laboratory NLR. NLR-TP-2010-538.
- [3] Warren, A.S., (2004). Developments and Challenges for Aluminum – A Boeing Perspective. Institute of Materials Engineering Australasia Ltd: Proceedings of the 9th International Conference on Aluminium Alloys.
- [4] Jeshvaghania, R. Arabi., H. Zohdia., H.R. Shahverdia., M. Bozorga., S.M.M. Hadavib. (2012). Influence of multi-step heat treatments in creep age forming of 7075 aluminum alloy: Optimization for springback, strength and exfoliation corrosion. Elsevier Inc.: Materials Characterization 73 (2012) 8 – 15. doi:10.1016/j.matchar.2012.05.012.
- [5] Y. Cao, W. Tan, Z. Wu, Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety, in: Aerospace Science and Technology, vol. 75, Elsevier Masson SAS, 2018, pp. 353–385, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.12.028>.

- [6] M.C. Kushan, S.F. Diltemiz, I. Sackesen, Failure analysis of an aircraft propeller, *Eng. Fail. Anal.* 14 (8 SPEC. ISS) (2007) 1693–1700. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2006.11.069>.
- [7] D. Oropeza, D.C. Hofmann, K. Williams, S. Firdosy, P. Bordeenithikasem, M. Sokoluk, M. Liese, J. Liu, X. Li, Welding and additive manufacturing with nanoparticle-enhanced aluminum 7075 wire, *J. Alloys Compd.* 834 (2020) 154987, <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2020.154987>.
- [8] Diltemiz, Seyid Fehmi. Failure analysis of aircraft main landing gear cylinder support. *Engineering Failure Analysis* 129 (2021) 105711, <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2021.105711>.
- [9] Banowati, Lies., Ichlasul Amal Nurrachman., Yoga Yulasmana. (2022). Analisis Kekuatan Statik Pada Sayap Pesawat Ultralight Menggunakan Software Solidworks. Prosiding Seminar Nasional Teknologi Informasi dan Kedirgantaraan: Peran Generasi Z dalam Dunia Kedirgantaraan, SENATIK 2021, Vol. VII. doi: 10.28989/senatik.v7i1.468.
- [10] Wanhill, R.J.H., R.T. Byrnes and C.L. Smith. (2011). Stress corrosion cracking (SCC) in aerospace vehicles. Woodhead Publishing Limited.
- [11] Handoko, Bayu., H. Abu Bakar. (2014). Analisis Optimasi Tebal Rib Sayap Pesawat Wig In Ground Effect 2 Seat Dengan Fem. *INDEPT*, Vol. 4, No. 1. ISSN 2087 – 9245.
- [12] Stamoulis, Konstantinos., Panagiotopoulos, Dimitrios., Pantazopoulos, George., Papaefthymiou, Spyros. (2016). Failure analysis of an aluminum extrusion aircraft wing component. *International Journal of Structural Integrity*, Vol. 7 Iss 6 pp. 748 - 761, <http://dx.doi.org/10.1108/IJSI-10-2015-0050>.
- [13] Zimmermann, N., & Wang, P. H. (2020). A review of failure modes and fracture analysis of aircraft composite materials. *Engineering Failure Analysis*, 115(June), 104692. <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2020.104692>.
- [14] Hatta, Ilham. (2012). Aplikasi Mikro Analisis Dan Fraktografi Untuk Menentukan Kualitas Produk Dan Penyebab Kerusakan Suatu Komponen. Balai Besar Teknologi Kekuatan Struktur - BPPT. ISSN 1411-2213.
- [15] ASM HANDBOOK COMMITTEE. (2003). *Fractography and Atlas Fractographs, Metal Handbook*, 8th Edition, Metal Park, Ohio 44073, 9.
- [16] Knight, S.P., Clark, G., Davenport, A.J. and Trueman, A.R. (2010), “Understanding the directional dependence of intergranular corrosion in aluminium alloys”, *Materials Science Forum*, Vols 654-656, pp. 946-949, doi: 10.4028/www.scientific.net/MSF.654-656.946.