

FENOMENA SERANGAN KOROSI GALVANIK PENYEBAB PATAH NOSE LANDING GEAR PESAWAT TERBANG

M. Syahril

Balai Besar Teknologi Kekuatan Struktur (B2TKS) - BPPT
Kawasan Puspiptek, Serpong 15314, Tangerang

ABSTRAK

FENOMENA SERANGAN KOROSI GALVANIK PENYEBAB PATAH NOSE LANDING GEAR PESAWAT TERBANG. Saat pesawat terbang lepas landas dan mendaratkan, variasi jenis beban dan/atau tegangan yang akan bekerja pada area kritis seperti tumpuan perangkat pendarat, sayap dan mesin. Ketika tumpuan perangkat pendarat mengalami kegagalan, maka potensi kerugian sistim ekonomi akan sangat tinggi. Oleh karena itu, pengkajian terhadap penyebab utama patahan sangat penting dilakukan untuk menghindari patahan yang serupa di masa datang. Tulisan ini membahas tentang fenomena patahan pada tumpuan perangkat pendarat setelah siklus penerbangan 2567. Pembahasan berdasarkan pada hasil pemeriksaan komposisi kimia, visual dan makrografi, metalografi dan fraktografi dengan SEM. Semua bukti menunjukkan bahwa karakteristik patahan tumpuan perangkat pendarat disebabkan oleh beban yang dipromosikan oleh adanya korosi pada tabung-bantalan yang bertindak sebagai konsentrasi tegangan. Korosi terbentuk karena kehadiran uap air atau air yang terperangkap di antara material tabung-bantalan dan tumpuan perangkat pendarat roda pesawat. Kenyataannya, perbedaan material antara tabung-bantalan dan tumpuan perangkat pendarat roda pesawat sangat menunjang untuk terjadinya serangan korosi galvanik karena perbedaan potensial korosi antara aluminium dan tembaga.

Kata kunci : Pesawat terbang, retak, beban, tegangan, korosi, cacat, perangkat- pendarat

ABSTRACT

PHENOMENON OF GALVANIC CORROSION ATTACK CAUSE FRACTURE THE NOSE LANDING GEAR OF AIRCRAFT. During aircrafts take-off and landing, variation of loads or stresses types are operated at critical area such as nose landing gear, wing and engine. When the nose landing gear fail, potential economic lost of the system is high. It is necessary to examine the root cause of fracture in order to avoid similar fracture in the future. Fracture phenomenon of Nose landing gear after 2567 cyclic flight services is discussed in this paper. Discussion is based on the result of examination such as chemical composition, visual and macrography, metallography and fractography by SEM analysis. All of the evidence obtained show that the fracture characteristic of the nose landing gear is caused by over load which was promoted by corrosion defect on the bushing house surface which act as stress concentration. The corrosion was formed due to the presence of water or vapor condensation which were trapped between bushing and nose landing gear materials. In fact, difference material of both bushing and nose landing gear promote galvanic corrosion attack due to difference potential corrosion of aluminum and copper.

Key Words : Aircraft, fracture, over load, stress, corrosion, defect, landing-gear

PENDAHULUAN

Pada saat pesawat akan lepas landas (*take-off*) atau mendarat (*landing*), variasi tipe tegangan akan terjadi di area kritis seperti *pada nose landing gear*, sayap (*wing*) dan mesin sehingga pertimbangan bentuk dan jenis material/bahan desainnya harus memenuhi persyaratan yang ditentukan.

Kriteria umum yang mendasari industri rancang bangun pesawat terbang yaitu dengan bobotnya yang ringan, struktur berkekuatan tinggi, andal dan ekonomis. Dan sesuai dengan perkembangan teknologi, para perancang dan pembuat pesawat juga telah berupaya

meningkatkan kualitas, selain dari model desain, perlengkapan perangkat lunak yang lebih modern dan lain-lain [1].

Meskipun telah diupayakan dengan berbagai inovasi teknologi, kegagalan / kerusakan suatu pesawat terbang masih terjadi seperti kegagalan akibat serangan korosi, kerusakan akibat beban bentur (*impact*) dan lain sebagainya.

Salah satu bentuk kegagalan dari pesawat-pesawat terbang tersebut adalah kegagalan terjadi pada sebuah *Nose Landing Gear*

pesawat terbang. *Nose Landing Gear* tersebut mengalami kerusakan dini (*premature failure*) setelah terbang (TSO) selama 2.567 cycles.

Karena kegagalan tersebut menimbulkan kerugian baik materi maupun non materi yang sangat besar, maka suatu investigasi pengkajian pada kasus tersebut sangat diperlukan untuk mengetahui inti permasalahan dari penyebab terjadinya kerusakan (*root cause of failure*) atau kegagalan dari *Nose Landing Gear*. Sehingga, kegagalan/kerusakan yang dapat menimbulkan kerugian yang sangat besar dapat dihindari dan kasus yang sama dapat diminimumkan atau dapat dilakukan pencegahan dengan memperbaiki prosedur pada saat melakukan perawatan (*preventive maintenance*).

TEORI

Korosi adalah fenomena kerusakan material akibat berinteraksi dengan lingkungan [2].

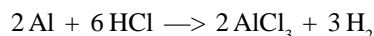
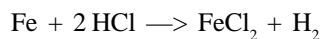
Jenis Reaksi Korosi

Korosi sebagai suatu reaksi kimia.

Walaupun pertama kali terlihat korosi pada metal dapat terlihat menjadi suatu proses yang agak kompleks, umumnya reaksi dapat dipahami dengan pertimbangan prinsip kimia sederhana.

Korosi dari metal dapat terjadi dalam asam, larutan alkali, larutan netral, dan sistem-sistem lain.

Korosi pada asam :



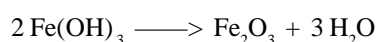
Logam akan terkorosi oleh asam dan menghasikan garam terlarut dan H_2 gas.

Korosi dalam larutan netral dan alkalin, hanya terjadi jika oksigen berada dalam sistem tersebut (umpamanya, air segar, air laut, larutan-larutan garam) dan $\text{pH} \geq 7$.

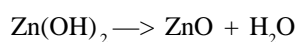
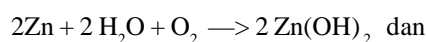
Proses korosi,



Produk korosi berwarna merah kecoklatan, yang tak larut dan jika mengering (korosi di atmosfer) akan terhidrasi membentuk :



(deposit merah kecoklatan)



(deposit agak putih)

Reaksi-Reaksi Elektrokimia.

Definisi : Reaksi elektrokimia didefinisikan sebagai suatu reaksi kimia yang melibatkan perpindahan elektron (yaitu reaksi kimia yang melibatkan oksidasi dan reduksi).

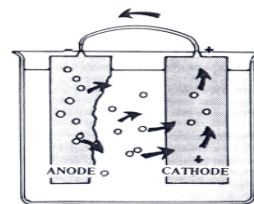
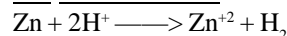
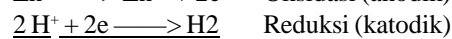
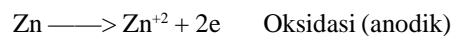
Korosi metal hampir selalu merupakan suatu proses elektrokimia. Korosi pada Zn oleh HCl, seperti $\text{HCl} + \text{ZnCl}_2$ terionisasi dalam larutan air, persamaan untuk reaksi tersebut adalah ;



Cl^- yang tidak bereaksi (berubah) dapat dihilangkan, sehingga ;



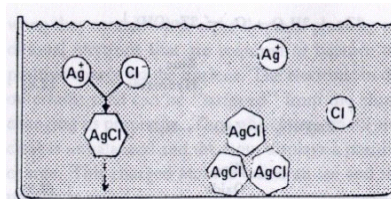
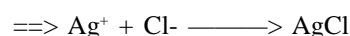
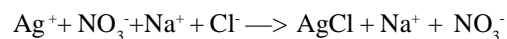
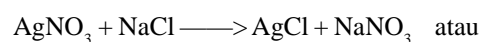
Zn teroksidasi menjadi ion seng (valensi Zn akan bertambah dengan adanya reaksi), ion hidrogen tereduksi (valensi berkurang) menjadi hidrogen gas pada saat proses korosi. Persamaan tersebut dapat dibagi menjadi :



Gambar 1. Sel Korosi.

Pada umumnya, suatu reaksi oksidasi diindikasikan dengan suatu pertambahan valensi atau penghasil elektron, sedangkan reaksi reduksi diindikasikan dengan berkurangnya valensi atau menerima elektron. Dalam terminologi korosi, reaksi oksidasi sering disebut reaksi anodik, sedangkan suatu aksi penambahan disebut dengan istilah reaksi katodik. Proses korosi terdiri dari pada reaksi oksidasi dan reduksi.

Oksidasi + n e <=====> Reduksi
 (redox)



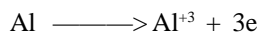
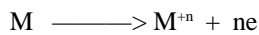
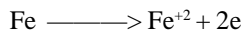
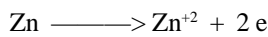
Gambar 2. Reaksi kimia yang terjadi bukan merupakan reaksi elektrokimia

tidak ada perubahan valensi dan tidak melibatkan perubahan elektron.

Reaksi Anodik

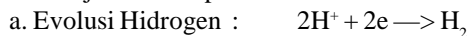
Pada saat korosi, reaksi anodik selalu merupakan oksidasi dari suatu metal ke keadaan valensi tinggi (biasanya dari nol menjadi beberapa nilai positif seperti terlihat pada contoh reaksi kimia.

Dengan pemisahan pada anoda dan katoda, maka dapat membedakan reaksi oksidasi :

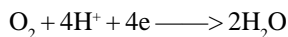


Reaksi Katodik

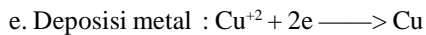
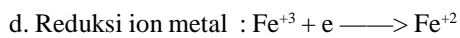
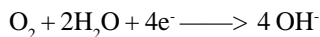
Ada beberapa reaksi katodik yang dapat dijumpai saat terjadi korosi pada metal.



b. Reduksi oksigen (larutan asam), $\text{pH} < 7$:



c. Reduksi oksigen (netral dan alkaline), $\text{pH} > 7$;



Semua reaksi korosi merupakan gabungan sederhana dari satu atau lebih reaksi-reaksi katodik bersama dengan reaksi anodik ($\text{M} \longrightarrow \text{M}^{+n} + n\text{e}$).

Hampir setiap masalah pada korosi metal dapat tereduksi menjadi persamaan diatas, baik secara sendiri ataupun kombinasi, nmfgjdfghdfg korosi lingkungan asam, air beroksigen, Larutan netral, atau Larutan alkalin. Pada saat korosi lebih dari satu reaksi, maka reaksi anodik dan katodik akan terjadi :



Korosi Galvanik

Ada banyak bentuk serangan korosi seperti korosi erosi, korosi galvanik, korosi merata, korosi retak tegang, korosi fatik dan lain sebagainya [2,3,4]. Semua jenis atau bentuk dari serangan korosi mempunyai karakteristik tersendiri, baik akibat yang ditimbulkannya maupun penyebab-penyebab yang menimbulkannya. Oleh sebab itu, dalam melakukan suatu analisis kerusakan dari suatu komponen konstruksi akibat terserang korosi harus diketahui karakteristik dari bentuk serangan korosi, penyebab dan kontrolnya.

Korosi galvanik merupakan suatu bentuk serangan korosi yang terjadi akibat adanya dua material yang berbeda dan adanya elektrolit yang bersifat korosif [2 - 5]. Dimana, satu diantaranya akan terkorosi dan satu lainnya akan terproteksi dari serangan korosi karena dari ke dua material logam tersebut mempunyai perbedaan potensial korosi. Sebagai contoh dalam penyambungan /penyatuan material baja karbon paduan rendah (*low alloy steel*) dengan paduan seng (*zinc alloy*), dimana keduanya mempunyai perbedaan potensial korosi yaitu baja karbon paduan rendah akan bersifat lebih aktif dibanding paduan seng yang pasif [5].

METODE PERCOBAAN

Pengkajian difokuskan pada komponen pesawat terbang yang mengalami patah/kerusakan di bagian *Nose Landing Gear* dengan menggunakan metode-metode analisis berikut ini.

Pemeriksaan Komposisi Kimia

Dilakukan dengan menggunakan *Spark Spectrometer Metorex* untuk mendeteksi komposisi kimia dari logam *Nose Landing Gear* sehingga dapat diketahui spesifikasi material atau bahan dasarnya.

Pemeriksaan Visual dan Makrografi

Pemeriksaan secara visual dan makrografi dengan menggunakan *Stereo-Microscope* dengan pembesaran sampai 50X untuk mengidentifikasi jenis kerusakan yang terjadi, lokasi awal patahan, dan tipe perambatan retaknya. Dengan demikian, indikasi awal penyebab terjadinya kerusakan dapat dengan mudah diketahui, sehingga penentuan untuk melakukan metoda atau langkah berikutnya dapat dengan mudah dilakukan.

Pemeriksaan Metalografi

Pemeriksaan metalografi dilakukan untuk mengidentifikasi struktur mikro bahan dasar logam dari komponen tersebut, sehingga dapat diketahui proses pabrikan dari komponen tersebut, misalnya *forging, casting, heat treatment*, dan sebagainya. Kemungkinan adanya cacat logam, retak mikro (*micro-crack*), korosi, dan kemungkinan adanya cacat-cacat lain bisa dideteksi.

Pemeriksaan Fraktografi

Pemeriksaan Fraktografi dilakukan dengan menggunakan *Scanning Electron Microscope (SEM)* untuk mengamati secara lebih detil kondisi permukaan dari kerusakan atau patahan sebagaimana yang dilakukan dalam pemeriksaan

Makrografi tersebut diatas, namun dengan perbesaran yang lebih tinggi.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Pemeriksaan Komposisi Kimia

Hasil pemeriksaan komposisi unsur kimia dari material *Nose Landing Gear* pesawat Terbang yang mengalami kerusakan berupa pada area *bushing* menunjukkan bahwa material dasar merupakan suatu material / bahan yang terbuat dari dari paduan aluminium (*aluminum alloy*) dengan komposisi unsur kimia seperti pada Tabel 1.

Tabel 1. Hasil Uji Komposisi Kimia

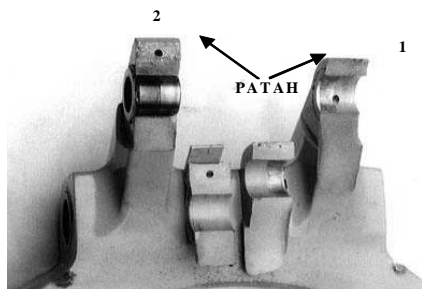
Unsur	Hasil (Wt %)	Keterangan
Al	90.25	Unsur utama
Si	0.25	Unsur paduan
Mg	2.25	Unsur paduan
Cu	0.49	Unsur paduan
Mn	0.54	Unsur paduan
Zn	5.88	Unsur paduan
Ni	0.016	Unsur paduan
Fe	0.25	Unsur paduan
Pb	0.00	Unsur paduan
Bi	0.065	Unsur paduan
Cr	0.015	Unsur paduan
Ti	0.011	Unsur paduan
Sn	0.014	Unsur paduan
V	0.0074	Unsur paduan

Visual dan Makrografi

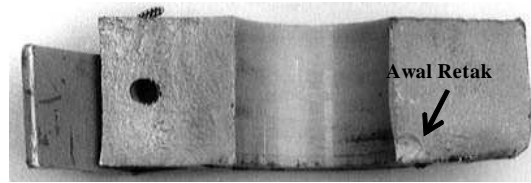
Awal retak terjadi pada posisi yang diberi tanda panah didekat *bushing* yang dibuat dari tembaga. Daerah



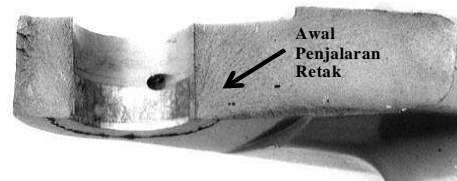
Gambar 3. Foto kondisi visual secara utuh *Nose landing gear* dari pesawat terbang yang telah mengalami patah pada dudukan *bushing*.



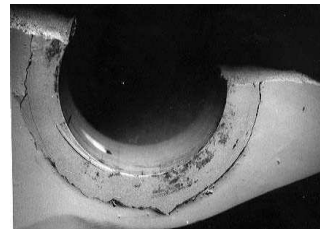
Gambar 4. Foto kondisi visual permukaan patah menunjukkan bahwa patahan terjadi pada area *bushing* dari *nose landing gear*.



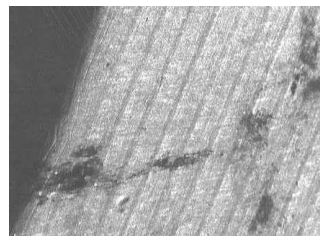
Gambar 5. Foto kondisi visual permukaan patahan menunjukkan adanya indikasi sebagai awal retakan *nose landing gear*.



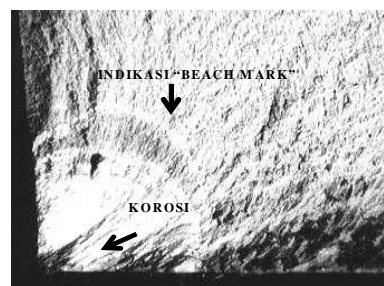
Gambar 6. Foto kondisi permukaan patahan pada lokasi 2 Gambar 1 menunjukkan bahwa permukaan patahan terlihat jelas adanya indikasi penjalaran retak dan tidak terlihat adanya cacat.



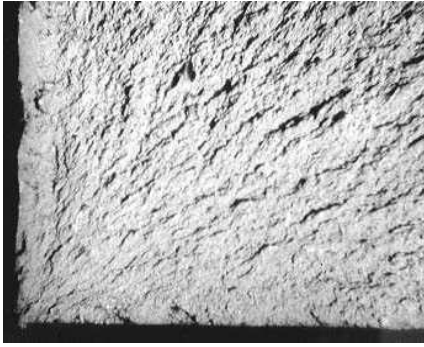
Gambar 7. Foto kondisi visual pada bagian samping dari Gambar 2 menunjukkan ada indikasi serangan korosi dipemukaan awal retak.



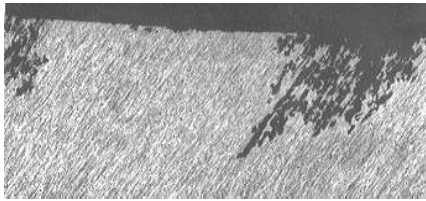
Gambar 8. Foto makro di area permukaan dudukan *bushing* menunjukkan bahwa adanya serangan korosi yang mejalur ke bagian dalam dudukan *bushing* dan cacat berupa garis-garis sejajar melingkar yang diduga terbentuk akibat terjadinya pergerakan dari *bushing* itu sendiri.



Gambar 9. Foto makro dari tanda panah Gambar 3 menunjukkan bahwa pada pangkal retak terlihat indikasi korosi dan tanda yang diduga indikasi *beach mark* fatik (dalam pemakaiannya area ini tertutup *bushing*).



Gambar 10. Foto makro area panah Gambar 3 menunjukkan indikasi perambatan retak yang cepat akibat beban berlebih (*overload*).

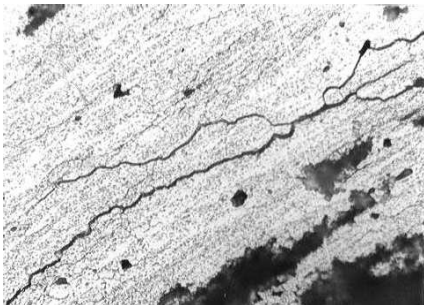


Gambar 11. Foto makro di area permukaan tertutup *bushing* yang telah mengalami korosi

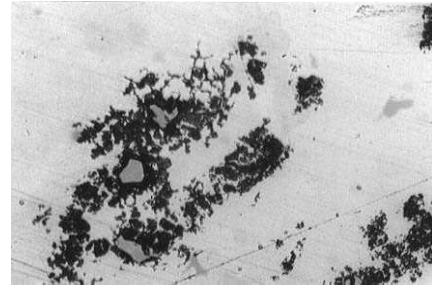
awal retak atau patah yang menyerupai bentuk *beachmark* yang merupakan karakteristik dari patah akibat beban siklik atau fatik (Gambar 7), tetapi setelah diamati di area pemasangan patahan (Gambar 8), bentuk permukaan patahan tersebut justru merupakan *radial mark* yang merupakan indikasi perambatan retak yang cepat. Diduga ada pengaruh korosi yang menimbulkan perubahan warna permukaan patahan. Daerah permukaan patahan ini merupakan daerah kritis yang mengalami tegangan yang besar (*high stress area*).

Pemeriksaan Metalografi

Hasil pengamatan mikrostruktur pada *nose landing gear* di area yang mengalami kerusakan menunjukkan bahwa struktur paduan aluminium diperkirakan struktur dari presipitasi $MgZn_2$ [6] seperti terlihat pada Gambar 12 dan memperlihatkan adanya alur-alur struktur hasil *forging*. Dari Gambar 12 dan Gambar 13 terlihat jelas adanya tipe kerusakan struktur



Gambar 12. Perbesaran 200X dari Gambar 9 menunjukkan dengan jelas korosi retak tegang *Stress Corrosion Cracking (SCC)* di permukaan tertutup *bushing*.

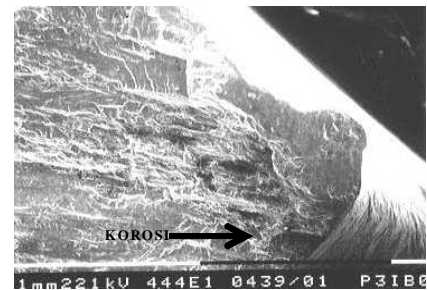


Gambar 13. Permukaan dudukan *bushing* yang dipoles tanpa dietsa menunjukkan adanya kerusakan korosi berupa rongga-rongga.

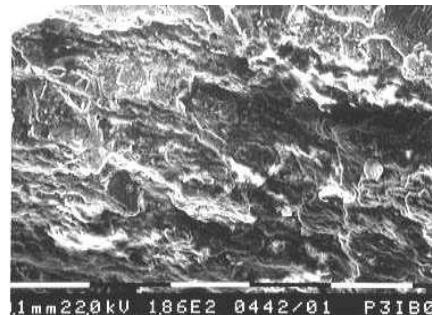
akibat serangan korosi cukup serius yang berupa rongga-rongga dan retakan yang ditimbulkan oleh adanya beban kerja cukup besar.

Pemeriksaan Fraktografi

Hasil pemeriksaan fraktografi dengan menggunakan *Scanning Electron Microscopic* pada area permukaan yang diduga sebagai awal retak dari *nose landing gear* menunjukkan bahwa pada awal retak juga terlihat adanya indikasi cacat akibat terserang korosi (*corrosion attack*) dan pada area awal retak yang semula di duga suatu tanda dari patah fatik yang ditimbulkan oleh beban siklik atau tegangan dinamis tidak dapat ditemukan. Karena, setelah dilakukan pengamatan secara rinci pada permukaan



Gambar 14. Foto fraktografi di permukaan awal retak menunjukkan pada pangkal retak adanya indikasi cacat akibat terkorosi dan karakteristik perambatan retak yang sangat cepat akibat beban kerja yang cukup besar serta merupakan bentuk patah dari tipe *cleavage fracture*.



Gambar 15. Foto fraktografi hasil analisis SEM di lokasi lain di permukaan patah yang diduga awal retak pada *nose landing gear* menunjukkan bahwa karakteristik permukaannya cenderung sama dengan Gambar 12.

tersebut tidak terlihat adanya *fatigue striation* yang merupakan karakteristik dari patah fatik atau korosi fatik dan bentuk patahan merupakan bentuk patah *cleavage fracture* [7].

Material dari komponen *nose landing gear fork* merupakan paduan aluminium tipe 7075-T6 [8] yang mempunyai standar kompo-sisi unsur kimia seperti pada Tabel 2.

Tabel 2. Standar komposisi unsur kimia material aluminium 7075-T6 [9].

Cu	Mg	Mn	Si	Fe	Cr	Zn	Ti
1.2	2.1	0.30	0.40	0.50	0.18	5.1	0.20
-	-	max	max	max	-	-	max
2.0	2.9				0.28	6.1	

Catatan : maksimum 0.05 untuk setiap unsur lain dan maksimum unsur lain 0.15.

Dengan mengacu pada nilai standar di atas, maka komposisi unsur kimia *nose landing gear* hasil uji mempunyai perbedaan nilai pada unsur Mn melebihi nilai standar, sedangkan kekurangan pada unsur Cu dan Cr. Kelebihan unsur Mn akan meningkatkan kekuatan dan sifat getas dari material, sedangkan kekurangan unsur Cu dan Cr diperkirakan akan mengurangi sifat ketahanan material terhadap lingkungan korosif.

Karakteristik bentuk permukaan patahan dari *Nose Landing Gear* pesawat terbang menunjukkan bahwa karakteristik patah ulet (*ductile fracture*) [10] yang diperkirakan akibat beban berlebih (*overload*) dan adanya cacat atau retak awal sebagai penyebab kegagalan atau kerusakan.

Pada saat pesawat akan lepas landas (*take-off*) atau mendarat (*landing*), roda pesawat akan bersentuhan dengan badan jalan dan tumpuan dari berat total pesawat akan terkonsentrasi pada area disekitar roda. Karena area disekitar roda pesawat merupakan area dari *nose landing gear*, maka diperkirakan area *nose landing gear* yang merupakan area penerima beban dan tegangan terbesar (*higher load and stress*).

Di dalam desain setiap konstruksi terutama pesawat terbang, beban dari berat pesawat, kekuatan material yang akan digunakan dan maksimum muatan telah diperhitungkan secara rinci. Oleh sebab itu, pada saat pesawat dalam kondisi lepas landas (*take-off*) atau mendarat (*landing*) besarnya tegangan pada *nose landing gear* yang seharusnya masih dibawah tegangan yang diijinkan (tidak melebihi *allowable stress*).

Setelah dilakukan pengamatan lebih teliti terhadap area yang diperkirakan sebagai awal retak dan penjalaran retak, menunjukkan bahwa area yang semula diperkirakan sebagai tanda dari patah fatik (*fatigue beach mark*) [11] merupakan suatu tanda dari awal retak yang diperkirakan sebagai retak akibat serangan korosi sehingga

menimbulkan cacat yang mirip dengan *beach mark* fatik dan cacat seperti rongga pada permukaan dudukan *nose landing gear*.

Oleh sebab itu, diperkirakan kerusakan *nose landing gear* pesawat selain dari kelebihan beban juga disebabkan adanya cacat awal yang bertidak sebagai konsentrasi tegangan, sehingga pada saat adanya beban yang diterima oleh *nose landing gear* akan terkonsentrasi pada area cacat tersebut [12].

Ada beberapa bentuk beban yang dapat terjadi pada *nose landing gear* tersebut yaitu berupa beban dinamis, statis, kejut. Namun dari semua beban tersebut, diperkirakan beban kejut (*impact load*) merupakan faktor yang dominan terhadap terjadinya kegagalan atau kerusakan dari *nose landing gear* pesawat terbang tersebut.

Fenomena terjadinya korosi di permukaan dudukan *bushing* diperkirakan sebagai akibat dari perbedaan bahan dasar antara *bushing* dengan dudukan *bushing* (*nose landing gear*) itu sendiri yaitu paduan aluminium (*aluminum alloy*) sebagai bahan dasar *nose landing gear* dan paduan tembaga (*copper alloy*) sebagai bahan dasar dari *bushing*.

Dengan adanya perbedaan bahan dasar tersebut, akan menimbulkan potensial korosi yang dapat memicu terjadinya proses korosi. Dimana, proses korosi yang ditimbulkan akibat perbedaan potensial dari masing-masing bahan dasar yang disebut dengan proses korosi galvanik (*galvanic corrosion attack*).

Secara teoritis [2,3,4], ada empat faktor yang dapat memicu proses terjadinya korosi atau karat yaitu adanya elektrolit sebagai penghantar, anoda yang bersifat anodik, katoda yang bersifat katodik dan aliran elektron.

Dari ke empat faktor tersebut dapat diketahui bahwa yang bertidak sebagai anoda adalah dudukan *bushing* dan yang bertindak sebagai katoda adalah *bushingnya* sendiri, karena potensial korosi aluminium lebih kecil dari potensial korosi tembaga (*copper*) [13].

Proses terjadinya korosi galvanik juga tidak terlepas dari adanya elektrolit sebagai media penghantar. Media penghantar atau elektrolit dapat berupa kondensasi uap air atau air yang menyusup dan terperangkap di area antara *bushing* dan dudukan *bushing*. Penyusupan kondensat uap air atau air dapat terjadi pada permukaan yang berkontak, jika terdapat celah diantara keduanya.

Adanya celah antara *bushing* dan dudukannya dapat dibuktikan dari adanya indikasi terbentuknya garis-garis sejajar melingkar dudukan *bushing* yang diperkirakan merupakan tanda atau ciri bahwa telah terjadi gesekan antara *bushing* dengan dudukannya. Terbentuknya garis-garis yang melingkar dudukan *bushing* tersebut merupakan sebagai konsekuensi atau bukti dari diameter *bushing* dengan dudukan *bushing* tidak presisi atau longgar.

Oleh karenanya, di dalam setiap melakukan perawatan dan inspeksi perlu diperhatikan secara rinci area-area yang kritis [14] seperti ketika melakukan pelumasan pada area *bushing* harus memenuhi semua permukaan dan gunakan pelumas yang memenuhi standar serta lakukan secara berkala.

KESIMPULAN

Kegagalan di area *bushing* pada *nose landing gear* merupakan karakteristik dari bentuk permukaan patahan akibat adanya beban yang berlebih yang berupa beban bentur (*impact load*) ketika roda pesawat menyentuh badan jalan saat turun dan adanya cacat karena serangan korosi sebagai konsentrasi tegangan terbesar.

Jenis serangan korosi pada kasus ini adalah serangan korosi galvanik (*galvanic corrosion*) yang diperkirakan terjadi karena perbedaan potensial korosi antara *bushing* dengan dudukannya (*nose landing gear*) sendiri. Selain itu, adanya kondensasi dari uap air atau air yang menyusup dan terjebak diantara *bushing* dan dudukannya merupakan media atau elektrolit penghantar terjadinya proses korosi pada *nose landing gear*.

DAFTARACUAN

- [1]. MARDJONO SISWOSUWARNO, Penggunaan dan Pengembangan Material Mutakhir Peluang dan Tantangan, *Proceeding "SITRA"*, Jakarta 29-30 September (1995) 451-464
- [2]., *Corrosion Basics*, NACE (National Association of Corrosion Engineers), (1974)
- [3]. DENNY A. JONES, *Principles and Prevention of Corrosion*, Macmillan, New York, (1992)
- [4]. COLANGELO - FAHEISER, *Analysis of Metallurgical Failures*, Troy, New York, July (1973) 165-203
- [5]. KR.TRETHEWEY, *Korosi Untuk Mahasiswa Sains dan Rekayasa*, J. Cham-berlain, Gramedia, Jakarta, (1991)
- [6]. RICHARD H. STEVENS Aluminum Alloys, Metallography and Microstructures, *ASM Handbook*, Edisi 9, Vol.9, (1990) 351-372
- [7]. BERMANN MULLER, Macroscopic and Microscopic Features of Brittle Fractures *Systematic Analysis of Technical Failures*, Gunter A. Lange, March (1986) 97-121
- [8]. MICHAELL. BAUCCIO, Corrosion in the Aircraft Industry, *Corrosion, ASM Hand-book*, Vol.9, 1986, 1019-1056
- [9]. Properties and Selection, Nonferrous Alloys and Special – Purpose Materials, *ASM Handbook*, Vol.2, (1990) 115-116
- [10]. L.L. SHEREIR, Metal / Environment Reactions, *Corrosion*, Vol.1, Section 7, (1979) 18 - 24
- [11]. ALAN R. ROSENFELD, Fracture Mechanics in Failure, Fatigue and Fracture, *ASM Handbook*, Edisi 2, Vol.19, (1997) 450-467
- [12]. DAVID BROEK, Failure Analysis and Fracture Machanics Failure Analysis and Prevention, *ASM Handbook*, Edisi 9, Vol.11, (1998) 47-65
- [13]. R.S.TRESEDER, *Corrosion Engineer's Reference Book*, Second Edition, R.Baboian and C.G.Munger Co, (1991) 93-94
- [14]. H. TYRER, Design For Inspection And Planning For Maintenance of Structure Integrity, *AGARDograph on Non Destructive Inspection Practice*, E.Bolis, Vol. 1, (1975) 29-54