

ANALISIS KERUSAKAN STRUKTUR *LANDING GEAR* PESAWAT TERBANG BERDASARKAN ILMU BAHAN

Ilham Hatta

UPT- LUK, BPP Teknologi, Kawasan PUSPIPTEK Serpong 15314

ABSTRAK

ANALISIS KERUSAKAN STRUKTUR *LANDING GEAR* PESAWAT TERBANG BERDASARKAN ILMU BAHAN. Struktur *Landing Gear* pesawat terbang yang terdiri dari *Bell Crank*, *Upper Arm* dan *Link*, sering mengalami kerusakan saat pesawat tersebut mendarat di Bandar Udara. Bahan yang digunakan untuk struktur *landing gear* berdasarkan *Key to Aluminium* adalah aluminium paduan seri 7010 dengan kekuatan tarik 450 Mpa. Metode analisis yang digunakan adalah metalografi dengan mikroskop, fraktografi dengan *Scanning Electron Microscope* (SEM), uji kekerasan dan komposisi kimia dengan *Atomic Absorption Spectrophotometer* (AAS). Hasil analisis menunjukkan bahwa struktur *landing gear* pesawat terbang rusak akibat kelebihan beban.

ABSTRACT

FAILURE ANALYSIS OF *LANDING GEAR* STRUCTURES FOR AIRCRAFT BASED ON MATERIALS SCIENCE. Structures of *Landing gear* aircraft consist of *Bell Crank*, *Upper Arm* and *Link*, has a failure when landing in an airport. The based on "Key To Aluminum," all of materials of *landing gear* structures made from aluminum alloys types 7010, with tensile strength of materials is 450 Mpa. Method of analysis is using metallography examination with microscope, fractography with scanning electron microscope (SEM), hardness testing, and chemical composition with atomic absorption spectrophotometer (AAS). The results of analysis show that the structure of *landing gear* aircraft is failure from overloading.

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang dirancang oleh pabrik pembuatnya dari berbagai model dan jenis sesuai dengan kebutuhan dan peruntukannya, mulai dari pesawat latih hingga ke pesawat ruang angkasa, dan mulai dari penumpang satu orang hingga ke ratusan penumpang. Komponen utama pesawat terbang yang sangat vital adalah mesin penggerak, *cabin* penumpang, sayap (*wing*), ekor (*Horizontal dan vertical tail*), moncong (*nose*) pesawat dan sistem pendarat (*landing gear*), serta alat pengendali pesawat untuk pilot dan Co-pilot. Semua komponen ini harus benar-benar baik (*ready to use*) pada saat pemeriksaan terakhir sesaat sebelum pesawat akan diterbangkan. Hal ini perlu diperhatikan, untuk menjamin keselamatan penumpang dan keamanan lalu lintas udara.

Keberhasilan penyelamatan penumpang dari kecelakaan tidak semata-mata tergantung oleh ketrampilan *crew*, tetapi juga diperlukan adanya pengecekan batasan daya angkut serta adanya sistem perawatan yang memadai. Untuk itu dibutuhkan adanya pemeriksaan komponen pesawat terbang secara periodik, sebagai upaya untuk mencegah terjadinya suatu kecelakaan atau kerusakan [1]. Pada makalah ini disajikan suatu hasil penelitian mengenai struktur *landing gear* yang mengalami kecelakaan dan patah pada bagian *upper arm*, *bell crank* dan *link*. Pada penelitian ini, metoda uji yang digunakan hanya terbatas pada

pengetahuan tentang ilmu bahan, yaitu sifat mekanik bahan, komposisi kimia yang terkandung pada bahan tersebut, bentuk struktur mikronya dan permukaan patahan yang terjadi, tanpa memperhatikan gaya-gaya yang menyebabkan patahnya struktur *landing gear* tersebut.

2. TEORI DASAR

Struktur mikro pada bahan logam mempunyai ukuran dan bentuk berbeda-beda tergantung pada unsur dan proses yang dialami pada saat pembentukannya. Bentuk strukturnya dapat dilihat bila menggunakan mikroskop optik atau scanning electron microscope[2]. Struktur mikro logam dan paduan terbentuk selama solidifikasi dari keadaan cair ke padat akibat perubahan suhu.

Sifat mekanis bahan logam seperti kekuatan, kekerasan dan keuletan, mempunyai korelasi dengan bentuk struktur mikronya, sedangkan pengaruh cacat yang ada pada bahan logam dan paduannya dikaitkan dengan ketidaknormalan struktur[2,5].

Tujuan yang ingin dicapai dari pemeriksaan ini adalah untuk memperlihatkan fasa dan bentuk struktur bahan, apakah sesuai dengan spesifikasi mutu maupun persyaratan operasional yang diinginkan. Selain itu hasil pemeriksaan struktur mikro, juga dapat memperlihatkan

sebab-sebab terjadinya penyimpangan struktur logam atau jenis cacat yang terjadi, seperti adanya retakan, inklusi, rongga udara dan lain-lain. Untuk menentukan penyebab kerusakan suatu komponen atau material, maka analisis yang dilakukan adalah analisis fraktografi. Pemeriksaan 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). Dari hasil pemeriksaan ini dapat diperoleh informasi yang akurat tentang tingkat pertumbuhan retakan, jenis patahan yang terjadi, besar kecilnya tegangan yang menyebabkan terjadi perpatahan, lokasi dimulainya retakan awal, luas daerah patahan sisa, dan ada tidaknya cacat yang membantu mempercepat terjadinya perpatahan, serta adanya faktor kelebihan beban (*over loading*)[3]. Dapat menunjang hasil analisis metalografi.

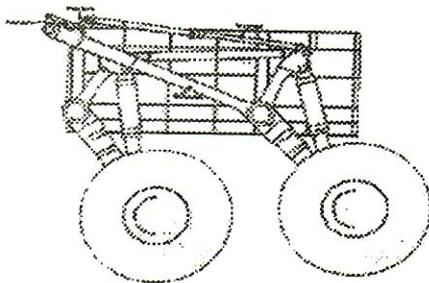
3. TATA KERJA

Penelitian ini dilakukan di Unit Pelaksana Teknis - Laboratoria Uji Konstruksi, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (UPT-LUK, BPPT), dengan bahan yang digunakan adalah bahan struktur *landing gear* pesawat terbang yang terbuat dari paduan aluminium. Rangkaian struktur landing gear ini terdiri dari komponen *bell crank*, *upper arm* dan *link*, rangkaian ini patah pada lokasi *bell crank* dan *upper arm* (lihat Gambar 1A dan 1B). Bahan dari *bell crank* dan *upper arm* adalah paduan Aluminium tipe 7010, dan berdasarkan *Key to Aluminium Alloy*[4], mempunyai komposisi kimia sebagai berikut:

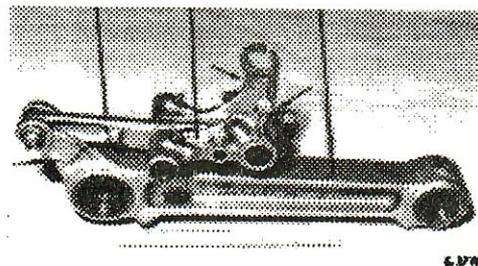
Fokus penelitian ini adalah meneliti secara seksama patahan yang terjadi pada struktur landing gear khususnya pada bagian *bell crank* dan *upper arm*, dengan metoda pengujian sebagai berikut :

- Metoda fraktografi, dengan menggunakan stereo mikroskop dan *scanning electron microscope* (SEM) di PPSM - BATAN.
- Metoda pemeriksaan struktur mikro (metalografi),

Zn	Mg	Cu	Fe	Si	Mn	Cr	Ni	Zr
5,7-6,7	2,1-2,6	1,5-2,0	0,15	0,12	0,10	0,05	0,05	0,11-0,17



Bentuk Struktur Landing Gear



Upper Arm (A), Bell Crank (B) dan Link (C)

Gambar 1: Bentuk struktur landing gear yang menjadi bahan penelitian dan analisis, gambar kiri menunjukkan rangkaian lengkap, sedangkan gambar kanan menunjukkan komponen landing gear yang di analisis.

dengan menggunakan mikroskop optik (metalloplan) di UPT-LUK.

- Metoda pemeriksaan komposisi kimia, dengan menggunakan alat *atomic absorption spectrophotometer* (AAS) di UPT-LUK, dan
- Uji kekerasan dengan menggunakan mesin uji *Frank Finotest* yang ada di UPT-LUK.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Analisis Komposisi Kimia

Analisis komposisi kimia dilaksanakan di laboratorium dengan menggunakan peralatan AAS, benda uji diambil dari komponen *Bell Crank* dan *Upper Arm*, serta data untuk paduan aluminium tipe 7010, hasilnya sebagai berikut :

4.2. Uji Kekerasan

Uji kekerasan dilakukan terhadap komponen *bell crank*, dan *upper arm* dari struktur landing gear, dengan menguji masing-masing 5 titik untuk tiap komponen kemudian hasilnya dirata-ratakan dapat dilihat pada Tabell.

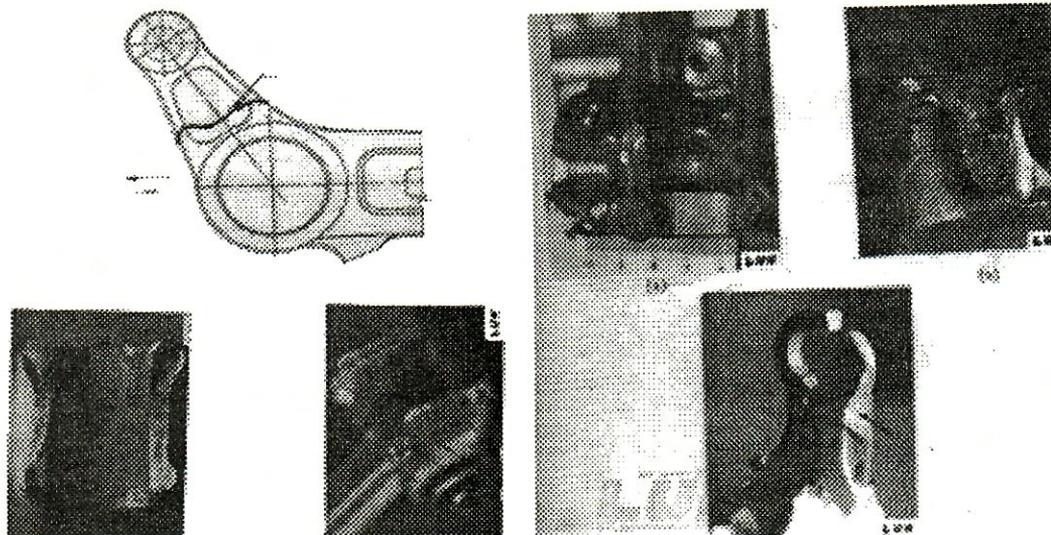
Tabel 1. : Nilai Kekerasan Bell Crank, Upper Arm dan Lug Upper Arm

No.	Lokasi	KEKERASAN RATA-RATA (HV) [kg/mm ²]		
		Bagian Luar	Bagian Tengah	Bagian Dalam
1.	Bell Crank	164,1	162,9	173,2
2.	Upper Arm	168,6	162,6	174,4
3.	Lug Upper Arm	164,5	163,4	175,6

4.3. Hasil Pemeriksaan Struktur Mikro (Metalografi)

Benda uji untuk pemeriksaan struktur mikro diambil dari bagian lug *bell crank* yang patah pada daerah lubang baut. Matrik struktur mikronya adalah *Al-mixed crystal* dengan endapan / inklusi *intermetalik* yang tersusun paralel dengan arah butir (Gambar 4, bagian kiri). Bentuk patahannya adalah *transgranular*.

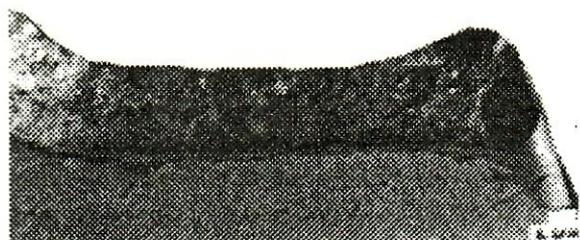
Sampel	Zn	Mg	Cu	Fe	Si	Mn	Cr	Ni	Zr
Upper Arm	6,59	1,0	2,02	0,19	0,20	1,15	-	0,05	-
Bell Crank	7,07	1,01	2,054	0,26	0,28	0,72	-	0,50	-
Al-Alloy7010	5,7-6,7	2,1-2,6	1,5-2,0	0,15	0,12	0,10	0,05	0,05	0,11-0,17



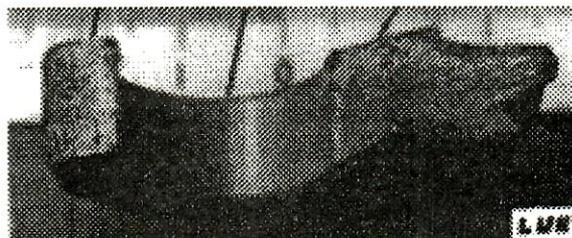
Komponen Upper Arm

Komponen Bell Crank

Gambar 2. : Bentuk Permukaan Patahan Upper Arm (Kiri) dan patahan Bell Crank (kanan).



Permukaan Patahan Upper Arm



Permukaan Patahan Lug dari Bell Crank

Gambar 3. : Bentuk permukaan patahan Upper Arm (gambar atas), nampak pada gambar bentuk shear mark dan radial mark dan terjadinya pengelupasan coating disekeliling patahan. Sedangkan gambar bawah adalah permukaan patahan yang juga bentuknya shear mark dan radial mark dari lug Bell crank yang terlepas saat terjadi kerusakan.

4.4 Hasil Pemeriksaan Makro dan Mikro Fraktografi

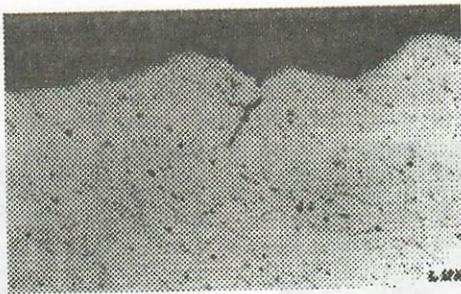
Pada permukaan patahan hasil makro fraktografi upper arm dan lug bell crank tidak menunjukkan adanya "beach mark" atau smooth surface fracture, sebagai indikasi adanya beban dinamis, melainkan yang nampak adalah brittle fracture dan pada daerah awal patahan nampak adanya shear-lips (Gambar 2 dan 3). Pada

permukaan patahan Upper Arm dan bagian belakang lug nampak lecet, yang kemungkinan besar tergeser oleh gerakan link, sewaktu rangkaian komponen patah. Seluruh permukaan patahan tidak menunjukkan adanya pengecilan penampang. Sedangkan untuk pengamatan mikro fraktografi lokasi ekspos diambil pada daerah patahan *lug bell crank* (Gambar 4 bagian kanan) dan daerah patahan *upper arm* bagian kiri (Gambar 5). Hasil mikro fraktografi memperlihatkan bahwa bentuk patahannya adalah bentuk "cleavage fracture", dan "intergranular fracture", serta menunjukkan adanya inklusi atau endapan dimana jumlahnya relatif banyak, juga nampak adanya retak-sekunder pada patahan intergranular. Hasil pemeriksaan ini menggunakan scanning electron microscope dengan perbesaran 2000 x.

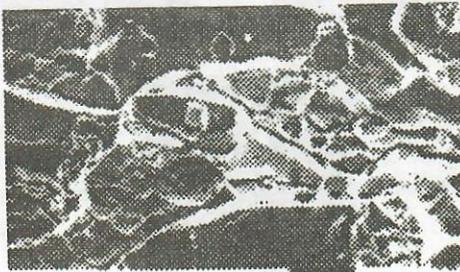
4.5 Pembahasan

Hasil analisis komposisi kimia terhadap kedua komponen struktur yang patah, yaitu *bell crank* dan *upper arm* menunjukkan bahwa kandungan elemen terutama Mg, Si dan Mn tidak sesuai dengan kandungan elemen Al-Alloy 7010, sehingga dapat dikatakan bahwa material yang digunakan untuk pembuatan *Upper Arm* dan *Bell Crank* menyimpang dari spesifikasi teknis paduan aluminium 7010 yang dipersyaratkan, dan secara umum menunjukkan bahwa material yang digunakan untuk struktur landing gear ini adalah "under specification".

Hasil uji kekerasan menunjukkan bahwa komponen *upper arm*, *lug*, dan *bell crank* nilai kekerasannya tidak merata antara bagian dalam, luar dan



Perbesaran 100 x, Etsa : Keller's Reagent

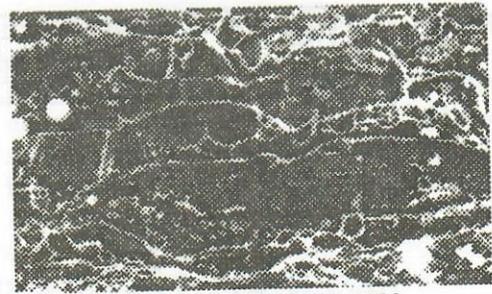


Perbesaran 2000x dengan SEM

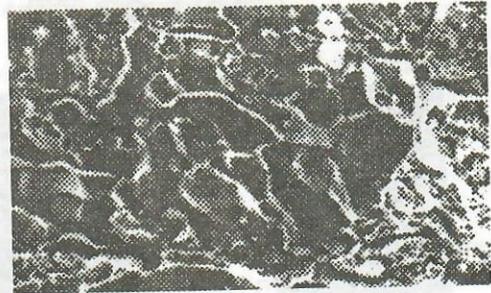
Gambar 4. Bentuk struktur mikro pada daerah patahan lug bell crank, nampak pada gambar matriks aluminium dengan edapan intermetalik dan patahannya memotong butiran (*transgranular fracture*), sedangkan pada gambar kanan adalah mikro fraktografi dari lug bell crank yang di ekspos dengan menggunakan SEM, pada gambar nampak *cleavage fracture* dan *secondary crack*.

tengah hal ini menunjukkan bahwa proses perlakuan panas dan proses coating yang dilakukan terhadap struktur *landing gear* tidak optimal atau mungkin dilakukan seadanya. Hal ini dibuktikan dengan adanya pengelupasan *coating* disekeliling patahan (Gambar 3 bagian atas). Sedangkan dari hasil analisis struktur mikro pada salah satu patahan lug bell crank menunjukkan bahwa, patahan yang terjadi adalah bentuk patahan yang membelah butir kristal (*transkristalin*), dan analisis makro fraktografi menunjukkan bahwa pada daerah patahan sama sekali tidak terjadi adanya deformasi plastis, serta tidak menunjukkan adanya bentuk "*beach mark*" sebagai salah satu ciri-ciri patah akibat gaya dinamis. Berdasarkan analisis struktur mikro dan makro fraktografi dapat dibuktikan bahwa struktur *landing gear* patah akibat mengalami beban tiba-tiba yang berlebihan atau gaya impak.

Hasil analisis mikro fraktografi menunjukkan bahwa bentuk patahan yang ditampilkan oleh *scanning electron microscope* setelah diperbesar hingga 2000 kali (Gambar 4 kanan dan Gambar 5) adalah bentuk patahan *cleavage* dan *intergranular*, serta nampak adanya *secondary crack*. Hasil ini juga membuktikan bahwa struktur *landing gear* patah akibat mengalami beban tiba-tiba yang berlebihan, sebab berdasarkan buku ASM, "*Failure analysis and Prevention*" [1,5] ciri-ciri patah rapuh (*brittle fracture*) akibat beban yang berlebihan (*overloading*) adalah sebagai berikut : Patah rapuh terjadi pada tegangan dibawah tegangan mulurnya (*yield stress*)



Perbesaran 2000x dengan SEM



Perbesaran 2000x dengan SEM

Gambar 5. Gambar kiri, bentuk permukaan patahan mikro fraktografi dari upper arm (gambar 3 bagian atas), nampak bentuk *cleavage fracture*. Sedangkan pada gambar kiri juga hasil mikro fraktografi dari upper arm yang beda lokasi ekspos, pada gambar nampak bentuk *cleavage fracture* dan *secondary crack*.

dan terjadi tanpa disertai tanda-tanda awal (*without warning*) dan tidak ada atau sangat sedikit deformasi plastis yang terjadi sebelum dan pada saat terjadi patahan. Secara makroskopis (makro fraktografi), permukaannya cenderung datar dan hanya ditemui daerah *shear lips* pada pinggiran patahan.

Permukaan patahan menampilkan bentuk butiran (granular atau kristalin) yang dapat memantulkan sinar atau cahaya, dan bentuk *shear mark* dan *radial mark*, serta pola *chevron* atau *hearing bone* sering kali ditemukan dan dapat diidentifikasi bentuknya. Kemudian terjadinya retak tumbuh dan menjalar secara cepat dan pada saat kejadian terdengar suara yang sangat keras (*loud noise*). Secara mikroskopis (Mikro fraktografi), jenis patahannya lebih banyak membelah butir kristal yang disebut sebagai bentuk patahan *cleavage (cleavage fracture)*.

Dari hasil studi literatur dan hasil analisis pengujian membuktikan bahwa struktur *landing gear* patah akibat kelebihan beban (*overloading*) dan pemilihan material yang digunakan untuk komponen *upper arm* dan *bell crank* tidak sesuai dengan spesifikasi teknis yang dipersyaratkan atau "*under specification*".

5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil pemeriksaan dan pengujian, serta studi literatur pada ilmu bahan, maka patahnya struktur *landing gear* dapat disimpulkan sebagai berikut:

- Rangkaian dari komponen Upper Arm, Bell Crank

dan Link patah akibat "Over-loading" yang terjadi secara cepat dan tiba-tiba.

- b. Material yang digunakan untuk pembuatan Upper Arm dan Bell Crank menyimpang dari spesifikasi paduan aluminium 7010 atau "under specification".
- c. Peristiwa over loading yang dialami oleh struktur landing gear pesawat terbang, kemungkinan bukan hanya pesawatnya yang kelebihan beban, akan tetapi mungkin juga disebabkan oleh kesalahan pendaratan pesawat terbang yang bukan pada tempatnya dan mengakibatkan beban optimal, ditanggung oleh seluruh struktur landing gear hingga patah.

6. UCAPAN TERIMA KASIH

Dengan kerendahan hati penulis mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada Bapak DR.-Ing. Amir Partowiyatmo, Drs. Muh. Margono, Msi, DR.Ir.Triwibowo,MSc, DR. Mohammad Dani, serta rekan-rekan Dewan Redaksi Jurnal Mikroskopi dan Mikroanalisis yang telah memberikan kesempatan kepada kami untuk menulis makalah ini.

7. DAFTAR PUSTAKA

- [1]. ASM Handbook Committee., "Failure Analysis and Prevention", Metal Handbook, Vol. 10, 8th Ed., 1975, Ohio 44073, Metal Park.
- [2]. ASM Handbook Committee., "Metallography, Structures and Phase Diagrams", Metal Handbook, Vol. 8, 8th Ed., 1973, Ohio 44073, Metal Park.
- [3]. ASM Handbook Committee., "Fractography and Atlas Fractographs", Metal Handbook, Vol. 9, 8th Ed., 1974, Ohio 44073, Metal Park.
- [4]. Designation Composition Trade Names of Aluminium Materials 1st Edition., "Key To Aluminum", Page 93.
- [5]. Neely, J.E., "Practical Metallurgy and Materials of Industry", 1994, New Jersey, Prentice-Hall Inc.