

## Analisa Tegangan Sisa Pada Ujung Retak Pelat AI 2024-T3 yang Ditambal Penguat Komposit Jenis Graphite/Epoxy

Sofyan Said, author

Deskripsi Lengkap: <https://lib.ui.ac.id/detail?id=72349&lokasi=lokal>

---

### Abstrak

Paduan aluminium AI 2024-T3 bentuk pelat (clad) sering digunakan dalam industri pesawat terbang sebagai bahan kulit, lantai dan struktur. Bahan ini dalam pengoperasiannya yang cukup lama sebagai bahan komponen pesawat terbang akan mengalami retak, dan jenis keretakan yang sering dijumpai dalam praktek adalah retak fatik (fatigue cracking) dan retak karena korosi (corrosion cracking). Retak kecil yang terjadi tidak boleh dibiarkan merambat karena pada akhirnya akan menyebabkan katastrofe pada pesawat terbang. Retak kecil perlu direparasi, dan salah satu teknik reparasi retak yang dibahas dalam penelitian ini adalah tambalan retak (crack patching) dengan menggunakan bahan penguat komposit jenis graphite/epoxy. Keuntungan yang diperoleh dengan menggunakan teknik ini adalah mengurangi faktor intensitas tegangan (K) di sekitar ujung retak di bawah tambalan, sehingga pertumbuhan retak diperlambat yang berakibat umur komponen/struktur bertambah. Namun tambalan retak akan menyebabkan timbulnya tegangan-sisa jenis tarik pada pelat aluminium retak di bawah tambalan setelah proses pengeleman (bonding) selesai. Analisa tegangan sisa disekitar ujung retak di bawah tambalan dengan menggunakan strain gauges kisi 0,6 mm sebanyak 5 (lima) buah pada sampel pertama (sisi-B) dan 4 (empat) buah pada sampel kedua (sisi-A) menunjukkan bahwa untuk temperatur kamar, daerah sekitar ujung retak masih elastis. Besarnya tegangan sisa arah sumbu-Y secara eksperimental yang ditunjukkan oleh strain gauge SG6/7 dan SG3 yang ditempelkan dalam jarak 2 mm dan 5 mm dari ujung retak, masing-masing adalah 119,739 MPa dan 108,843 MPa.

Hasil pengukuran tegangan sisa ini dibandingkan dengan tegangan sisa puncak ( $\sigma_r$ ) hasil perhitungan teoritis, dan dari perbandingan tersebut diperoleh suatu faktor korelasi (frs) atas rumus  $\sigma_r$  teoritis terhadap hasil eksperimental. Faktor korelasi (f) juga diperoleh dengan membandingkan faktor intensitas tegangan sisa ( $K_r$ ) eksperimental dengan faktor intensitas tegangan sisa ( $K_r$ ) teoritis.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa faktor korelasi tegangan sisa (frs) adalah 1,13243 (untuk  $r = 2$  mm) dan 1,02937 (untuk  $r = 5$  mm), sedangkan faktor korelasi intensitas tegangan sisa (Fkr) adalah 0,82735 (untuk  $r = 2$  mm) dan 1,22296 (untuk  $r = 5$  mm). Selanjutnya, akibat beban kerja/aplikasi sebesar  $\sigma_{max}=120$  MPa, maka pada ujung retak akan terbentuk daerah plastis setempat, di mana diameter daerah plastis tersebut adalah:  $2r_p = 1,2503$  mm menurut teori Irwin dan  $R = 1,5425$  mm menurut teori Dugdale. Selain itu, dalam penelitian ini dicari juga korelasi antara tegangan sisa arah sumbu-Y dua milimeter dari ujung retak terhadap perubahan temperatur, dan hasilnya diperoleh suatu korelasi linier pada ambang temperatur  $28^\circ\text{C} - 67^\circ\text{C}$ . Kemudian dari analisa komposisi kimia dan uji tarik statis bahan AI 2024-T3 ternyata bahan yang diteliti sesuai dengan spesifikasi standar dalam buku referensi aluminium.

<hr>An aluminum alloy of AI 2024-T3 clad is frequently used in aircraft industries as the basic material of skins, floors and structures. Due to service loading, the material can undergo defects that are normally in the

forms of fatigue or corrosion cracks. The existence of these cracks can not be ignored because if they propagate to their critical sizes, they can cause a catastrophe of the aircraft. In order to minimize the risk of the aircraft catastrophe the growth of the cracks along with the service loading has to be periodically monitored or repaired. In this thesis, one aspect of repairing defective aircraft structures using adhesively bonded graphite/epoxy patches (crack patching) is studied. This technique of repair can provide some advantages, where one of them is to reduce the stress intensity factor ( $K$ ) in the vicinity of the crack tip under the patched area so that the crack growth rate can be decelerated and consequently, this can improve the fatigue life of the patched component. However, the technique of crack patching will result in a tensile residual stress in the metallic component after a bonding process and this residual stress is the main interest, which is studied in this research program. Experimental measurement of the residual stress under the patched area was carried out using 5 and 4 strain gauges of 0.6 mm grid fixed on the first sample (side-B) and the second one (side-A) respectively, where the results show that at a room temperature the area near by the crack tip is still elastic. The values of residual stresses in the direction of Y axis, which were measured by the strain gauges SG6/7 and SG3 at the distance of 2 mm and 5 mm ahead of the crack tip are 119.739 MPa and 108.843 MPa respectively.

The results of the residual stress measurement are compared to peak values ( $\sigma_r$ ) calculated using a theoretical formula and then a correlation factor ( $f_{rs}$ ) between the formula and the actual values can be obtained. The same method of comparison is also performed for the theoretical and experimental residual stress intensity factor in order to obtain a correlation factor ( $f_{kr}$ ) between the theoretical and experimental residual stress intensity factor.

Research results indicate that at  $r = 2$  mm, the values of  $f_{rs}$  is 1.13243 and  $f_{kr}$  is 0.82735, while at  $r = 5$  mm both values of  $f_{rs}$  and  $f_{kr}$  are 1.02937 and 1.22296 respectively. Under the maximum stress  $\sigma_{max} = 120$  MPa applied remote from the patched area, a small plastic zone is formed at the crack tip and its size is  $2r_p = 1.2503$  mm according to Irwin's theory or  $R = 1.5425$  mm according to Dugdale's one. In this research program, the effect of temperature changes on the value of residual stress in the direction of Y axis at the distance of 2 mm ahead of the crack tip was also studied and the result shows that at temperature ranges of  $28^\circ\text{C} - 67^\circ$  the residual stress linearly correlates to the temperature changes. A chemical composition analysis and a tensile test of the AI 2024-T3 used indicate that the results obtained agree well to the data in the aluminum hand book.