

## ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR RETAK *SKIN FUSELAGE REPAIR* PESAWAT B747-400

Djarot Wahyu Santoso<sup>1</sup>, Ari Wibowo<sup>2</sup>

<sup>1,2</sup> Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto, Yogyakarta  
Jl. Janti Blok R Lanud Adisutjipto, Yogyakarta  
E-mail : djarot\_wahyu84@yahoo.com

### **Abstract**

*Structure Repair Manual (SRM) is guidelines issued by manufacturer to the MRO (Maintenance and Repair Organization) to perform a repair aircraft. SRM function at an actual reference to make modification repair. In its application modifications can be done by changes use the layout variations and fastener. Determine the feasibility of a modifications repair configuration done by modeling and analysis that structure to determine the maximum stress that occurs in that configurations.*

*In this research, configuration model that SRM structure repair and modification of the structure repair SRM was created. Both models are given internal pressure load, while the fastener strength was tested by making a simpler model to provide tensile load. Both those structures model and analysis by software CATIA V5R21.*

*The maximum stress that occurs in structures modification SRM repair is 18265 Psi by the internal pressure loading, whereas for tension loading cases a mounted 22380.9 Psi. Based on the margin of safety the modifications structure of SRM repair declared to be safer than SRM structure repair, so that the structure can be used as an alternative repair if the repair same for SRM repair is not possible to do.*

**Keywords :** *skin fuselage, repair, crack, SRM*

### **1. Pendahuluan**

*Structure Repair Manual (SRM)* merupakan panduan *repair* yang dikeluarkan oleh *manufacturer* kepada MRO (*Maintenance and Repair Organization*) atau yang mempunyai wewenang untuk melakukan perbaikan pesawat. *Repair* adalah usaha untuk memperbaiki sesuatu yang rusak agar tetap bisa digunakan, begitu pula dengan modifikasi yang dilakukan. Dalam aplikasinya modifikasi dapat dilakukan dengan merubah ataupun mengganti material *repair* dengan material alternatif yang lain. *SRM* berfungsi sebagai acuan *repair* aktual dalam melakukan suatu modifikasi *repair*.

*Repair* yang terdapat dalam dokumen *Boeing Structural Repair Manual* hanya digunakan untuk menentukan *durability* dan *damage tolerance*. *Designer* dan analis *Boeing* hanya memiliki data *fatigue load* pada saat pertama kali pesawat dirancang dan ketika membuat *SRM repair*. Beban *fatigue* secara umum tidak diketahui oleh *engineer develop*

*repair*, dengan alasan inilah konfigurasi *repair* yang muncul dalam *SRM* hanya merupakan landasan dari *repair* konfigurasi aktual yang diaplikasikan pada pesawat yang mengalami kerusakan.

Pada saat *engineer* dalam melakukan *repair* pesawat, di mana ada kemungkinan tidak bisa diaplikasikan dalam *repair same* secara langsung seperti yang telah disajikan dalam *SRM*. Hal inilah yang mendasari dibolehkannya untuk melakukan modifikasi *repair* dari *SRM* yang dimaksud yang mencakup antara lain; variasi *layout* (konfigurasi pada *local structure*), dan variasi *fastener* yang digunakan.

Salah satu pendekatan yang disajikan disini adalah dengan melakukan analisis yang direkomendasikan dari *SRM* melalui asumsi beban, dengan menggunakan beban tersebut dan pendekatan untuk menganalisis konfigurasi *repair* yang telah direvisi. Pada penelitian ini penulis melakukan modifikasi *SRM repair* dari struktur *Fuselage skin repair* untuk mengetahui pengaruh

perubahan jumlah fastener terhadap kekuatan struktur tersebut.

## 2. Tinjauan Pustaka

Hasil analisis kekuatan struktur pada *Single rivet lap joint* dilakukan dengan metode *Finite Element Analysis (FEA)* dengan *software* ANSYS menunjukkan nilai tegangan geser maksimum di antara 138,44 MPa sampai 184,57 MPa, sedangkan untuk hasil perhitungan analitik sebesar 170,31 MPa [1].

Selanjutnya analisis kekuatan struktur *Riveted Butt Joint* dengan metode *Finite Element Method (FEM)* dan *software* ANSYS diperoleh nilai tegangan maksimum *Von Mises* diantara 90 MPa sampai 188 MPa, sedangkan untuk hasil perhitungan analitik sebesar 180,49 MPa, juga diperoleh metode pemasangan *chain* lebih aman dibandingkan dengan *zig-zag* [2].

Pada kedua penelitian tersebut di atas struktur hanya melibatkan skin dan rivet, sedangkan pada penelitian ini selain kedua struktur tersebut model juga ditambahkan struktur *stringer* dan *frame* serta melibatkan *doubler* untuk memperkuat struktur *repairnya*.

### 2.1. Fuselage Skin

*Fuselage skin* merupakan salah satu bagian struktur terluar dari struktur *fuselage (airframe)*. Struktur *skin* pada *fuselage* terhubung dengan *stringer* dan *shear tie* yang menjadi satu pada *circumferential frame* yang dihubungkan oleh *fastener*. *Shear tie* merupakan suatu *plate* yang menjadi satu kesatuan pada *struktur frame*. *Shear tie* dirancang untuk mentransfer beban *internal* dari *skin fuselage* ke *frame* atau sebaliknya untuk mempertahankan bentuk dari *skin fuselage* [3].

Dalam aplikasinya *fuselage* mengalami pembebanan yang sangat kompleks, salah satunya yaitu pembebanan karena adanya perbedaan tekanan (*differential internal pressurization*). *Fuselage skin* akan mengalami *pressurized* atau *depressurized* pada setiap *flight cycle* saat *take-off* dan *landing*, hal inilah yang menyebabkan *skin fuselage* akan mengembang dan mengerut seiring berjalannya siklus.

*Crack* (retak) akan terjadi akibat perbedaan tekanan yang disebabkan oleh tegangan geser pada struktur *skin fuselage (fuselage shear load)*.

Tegangan yang terjadi pada arah *circumferential (hoop stress)* menyebabkan adanya konsentrasi tegangan pada lubang-lubang *fastener*, di mana lokasi ini menjadi lokasi tegangan yang cukup tinggi dan merupakan titik lokasi potensial *initial crack*. Retak awal yang terjadi pada lubang *fastener* semakin lama akan semakin bertambah lebar sehingga membentuk retak yang panjang pada arah *longitudinal fuselage skin* [4].

### 2.2. Beban Pada Struktur Skin Fuselage

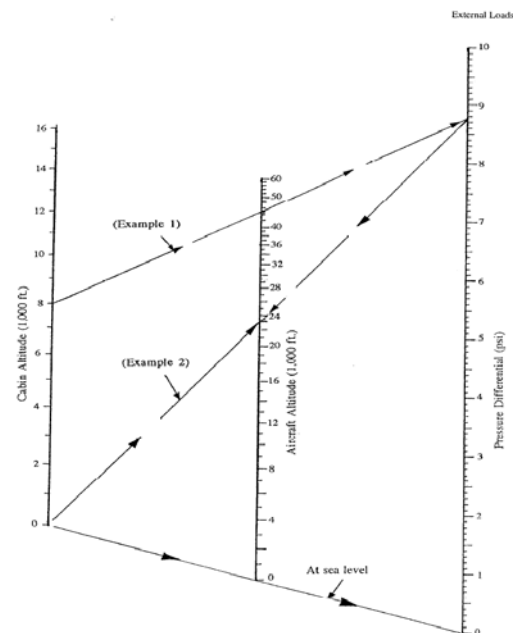
Ada 2 beban yang terjadi pada *skin fuselage* yaitu *cabin pressure* dan *fuselage shear load*.

#### a. Cabin pressure / Internal Load

*Cabin Pressure* merupakan beban yang bekerja pada *skin fuselage* yang besarnya tergantung pada kondisi ketinggian jelajah dan tingkat kenyamanan yang diinginkan. Prinsip *pressurize cabin* pada pesawat terbang komersial dirancang untuk menjaga *cabin* pesawat tetap nyaman selama penerbangan. Perbedaan tekanan juga dapat ditentukan dari grafik ketinggian (*altitude chart*) [4,5].

Tekanan *cabin* pesawat terbang komersial secara umum, dirancang pada ketinggian 8.000 ft saat mengaplikasikan *pressurize cabin*.

Untuk menentukan beda tekanan ( $\Delta P$ ) dapat diperoleh dari *Diagram Nomogram* pada Gambar 1.

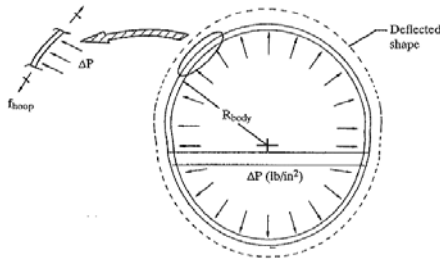


Gambar 1 Diagram Nomogram

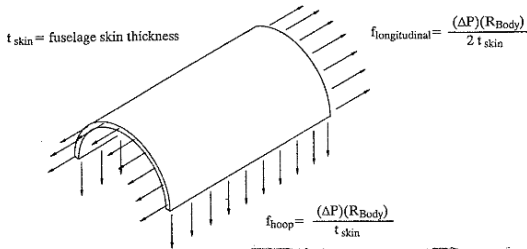
**b. Fuselage shear load**

Beban geser *fuselage* pada skin *fuselage* adalah besarnya tegangan geser yang terjadi pada *sheet (plate)* yang disebabkan beban tarik. Untuk mengetahui besar pembebanannya menggunakan prinsip dari *running load*. *Running load* adalah jenis beban yang terjadi pada *web* maupun *skin* setelah dikenakan gaya, dengan *running load* merupakan gaya per unit panjang (*lb/in*).

Beban geser *fuselage* disebabkan adanya perbedaan tekanan di dalam dan diluar *passenger cabin* ( $\Delta P$ ) yang menghasilkan beban tarik arah *axial* dan *radial*. Prinsip *pressure vessel* dalam *membrane* atau *hoop* merupakan tegangan yang terjadi pada *fuselage skin* dan *curve bulkhead*. Gambar 2 merupakan ilustrasi pengaruh dari perbedaan tekanan ( $\Delta P$ ) pada *skin fuselage*. Tegangan terbagi menjadi dua yaitu arah *circumferential* ( $f_{hoop}$ ) dan arah *longitudinal* ( $f_{longitudinal}$ ) yang dapat dilihat pada persamaan 1 dan 2 [4]:



Gambar 2. Ilustrasi pengaruh perbedaan tekanan pada *skin fuselage*



Gambar 3 Resultan *stress* dari *pressure load* pada *fuselage skin*

Persamaan untuk tegangan *longitudinal* adalah :

$$f_{longitudinal} = \frac{(\Delta P).(R_{Body})}{2 \cdot t_{skin}} \quad (1)$$

Berdasarkan persamaan (1) persamaan untuk *running load longitudinal tension* adalah:

$$W_{longitudinal} = \frac{(\Delta P).(R_{Body})}{2} \quad (2)$$

Sedangkan untuk persamaan tegangan *hoop* adalah :

$$f_{hoop} = \frac{(\Delta P).(R_{Body})}{t_{skin}} \quad (3)$$

Berdasarkan persamaan (3) persamaan untuk *running load hoop tension* yaitu :

$$W_{hoop} = (\Delta P).(R_{Body}) \quad (4)$$

Dimana:

$\Delta P$  = *Parameter of pressure (Psi)*

$R_{body}$  = *Radius fuselage (in)*

$t_{skin}$  = *Thickness fuselage skin (in)*

**2.3. Kekuatan Struktur**

Pada dasarnya komponen struktur pesawat terbang dirancang sedemikian rupa sehingga memiliki kekuatan struktur yang memadai untuk dapat menahan beban *limit* ataupun *ultimate* secara aman, tanpa terjadi kegagalan atau tanpa mencapai titik luluh dari material tersebut.

Pada sifat mekanik material tertentu beban luluh (*yield load*) dapat diasumsikan sebagai beban maksimum yang dapat diterima oleh suatu struktur sehingga mencapai kondisi kritis yang besarnya tergantung kepada material pembentuk struktur.

Salah satu metode yang digunakan untuk menentukan kekuatan struktur dalam pesawat adalah menggunakan perhitungan batas keamanan (*margin of safety/MS*). *MS* didefinisikan sebagai ukuran besarnya kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia dalam suatu struktur untuk menerima beban statik secara aman pada kondisi pembebanannya.

Dalam bentuk tegangan persamaan *MS* adalah :

$$Margin\ of\ Safety\ (MS) = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1 \geq 0 \quad (5)$$

Dimana:

$\sigma_{all}$  : Tegangan yang diijinkan

$\sigma_{app}$  : Tegangan yang diterapkan

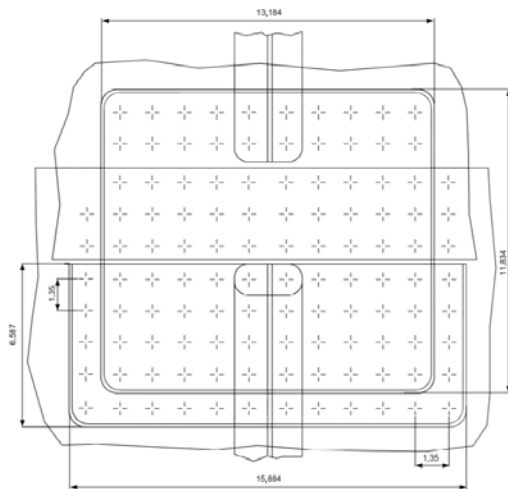
**3. Metode Penelitian**

Penelitian ini dilakukan dengan membuat 2 model struktur *skin fuselage* yang mengalami retak dengan mengambil sampel data pesawat Boeing 747-400 yang mengalami *repair*. Struktur tersebut

terletak di *Section 42, Body Station 680* pada *stringer 23* sebelah kiri. Kedua model tersebut adalah:

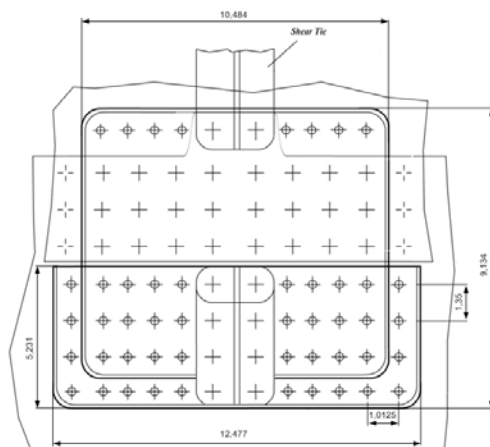
- (1) Struktur retak skin *fuselage* sesuai *SRM*.
- (2) Struktur retak *modifikasi* skin *fuselage* berdasarkan *Boeing Structural Repair for Engineer*.

Kedua struktur tersebut dimodelkan dengan menggunakan software *CATIA V5R21*. Model pertama menggunakan panduan *Repair 13 detail II* untuk *Station 540-980 Stringer 23* sesuai dengan *SRM* pesawat B747-400.



Gambar 4. *Layout Model pertama*

Model kedua dibuat dari model pertama dengan mengurangi 1 baris *fastener* pada arah *circumferential*, sehingga *layout* *modifikasi* *SRM repair*-nya seperti tercantum pada gambar 5.



Gambar 5. *Layout modifikasi model kedua*

Langkah selanjutnya adalah memberikan beban *internal pressure* sebesar 9 Psi sesuai dengan ketinggian terbang pesawat Boeing 747-400. Beban *tension* juga diterapkan pada kedua model tetapi dengan model struktur yang lebih sederhana. Kemudian kedua model tersebut dilakukan analisis dengan software *CATIA* untuk mendapatkan tegangan maksimum.

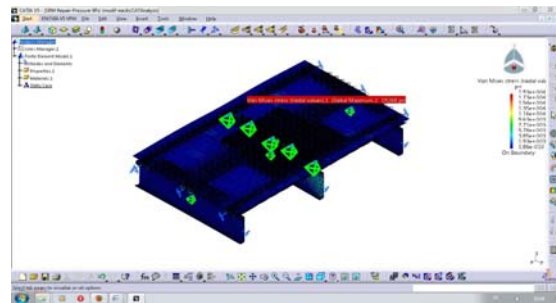
Tegangan maksimum tersebut digunakan untuk menghitung *Margin of Safety*. Kedua model tersebut dibandingkan untuk untuk menentukan apakah struktur *modifikasi* masih aman digunakan untuk aplikasi di lapangan.

## 4. Hasil Dan Pembahasan

### 4.1. Struktur Retak *SRM repair*.

Pada pembebanan *internal pressure* tegangan maksimum *von mises* sebesar 19268,00Psi terletak pada *fastener* BACR15CE5D *initial*. Hal ini disebabkan pada struktur *skin SRM repair, part doubler* mempunyai kekakuan yang lebih tinggi dibandingkan part lainnya. Beban *pressure tersebut* pada arah sumbu-Z mengenai bagian dalam *skin fuselage* yang terdistribusi merata. Beban tersebut menyebabkan tegangan terpusat pada area *skin* yang berdekatan dengan *clamp (frame dan stringer)*. *Fastener* sebagai pengikat antara *skin* dengan *support (frame dan stringer)* akan menerima beban yang lebih tinggi sebelum beban tersebut ditransfer ke struktur *frame dan stringer*.

Sedangkan besar nilai *margin of safety* pada tegangan maksimumnya adalah 0,661 dari perhitungan berikut :



Gambar 6. Tegangan maksimum *Von mises*

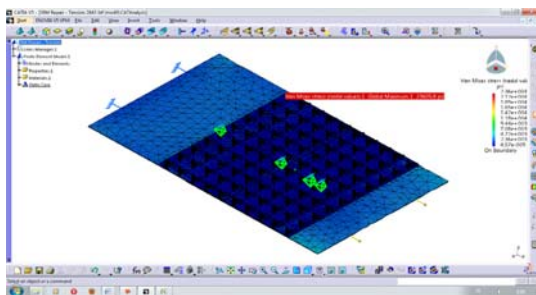
Dari hasil analisis yang tercantum pada tabel 1 untuk jenis pembebanan *internal pressure* secara keseluruhan pada struktur retak *skin fuse large repair* *SRM* dinyatakan aman, dimana nilai *MS*-nya bernilai positif.

Tabel 1. Data tegangan maksimum pada part

Part	Tegangan Maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Frame 670	5563,68	65000	10,683
Frame 680	7366,13	65000	7,824
Frame 690	3832,10	65000	15,962
Stringer 22	4192,13	65000	14,505
Stringer 23	8434,64	65000	6,706
Stringer 24	4410,51	65000	13,738
Upper Skin	2582,17	45000	16,427
Lower Skin	3725,44	45000	11,079
Doubler	3770,31	45000	10,935
Filler	2821,19	45000	14,951
Filler (cut out)	1748,60	45000	24,735
BACR15CE5D <i>initial</i>	19268,00	32000	0,661
BACR15CE6D	4300,64	32000	6,441
BACR15BB5D <i>initial</i>	8911,57	32000	2,591

Untuk mengetahui kekuatan *fastener* pada area *skin repair*, dilakukan pengujian beban *tension* dengan pemodelan struktur yang lebih sederhana. Model *diclamp* pada salah satu ujung potongan skin sedangkan ujung skin yang lain diberikan beban *tension* pada arah *circumferential* (sumbu Y).

Nilai tegangan maksimum *von mises* sebesar 23605,8Psi terletak pada *fastener* BACR15CE6D4 bagian terluar dari area *skin repair*. Sedangkan nilai *MS*-nya adalah 0,356.



Gambar 7. Tegangan maksimum beban *tension*

Beban *tension* pada arah *circumferential* menyebabkan beban terdistribusi merata searah dengan arah gaya sumbu part. Begitu juga tegangan yang terjadi pada area *skin repair doubler*, akan menyebabkan tegangan maksimum pada bagian ujung (terluar) dari *skin repair doubler*.

*Fastener* sebagai pengikat juga akan mentransfer beban yang terjadi pada skin-skin

tersebut, sehingga *fastener* terluar dari *skin repair* (BACR15CE6D4) akan menerima beban yang lebih tinggi dibandingkan *fastener* bagian dalam pada *skin repair doubler*.

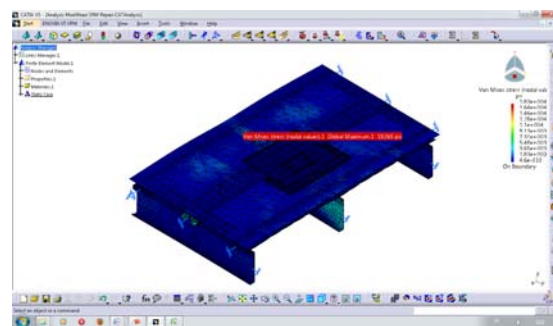
Tabel 2. Data tegangan maksimum pada part

Part	Tegangan maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Upper Skin	4184,21	45000	9,755
Lower Skin	6150,67	45000	6,316
Doubler	4412,16	45000	9,199
Filler	6902,89	45000	5,519
Filler (cut out)	396,696	45000	112,437
Fast BACR15CE6D	23605,8	32000	0,356
Fast BACR15BB6D	1470,9	32000	20,755
Fast BAC30NW6	12643,7	124000	8,807

Dari hasil analisis yang tercantum pada tabel 2 untuk jenis pembebanan *tension* secara keseluruhan pada struktur retak *skin fuse lager repair SRM* dinyatakan aman.

4.2. Struktur retak Modifikasi *SRM repair*.

Dari pemodelan diperoleh nilai tegangan maksimum *von mises* sebesar 18265 Psi terletak pada *fastener* BACR15CE5D *initial*, hal ini juga tidak jauh berbeda dengan hasil pada model pertama. Sedangkan nilai *MS* sebesar 0,752. Berdasarkan nilai *MS* pada tabel 3 struktur retak skin *fuselage repair modifikasi* aman terhadap beban *internal pressure*.



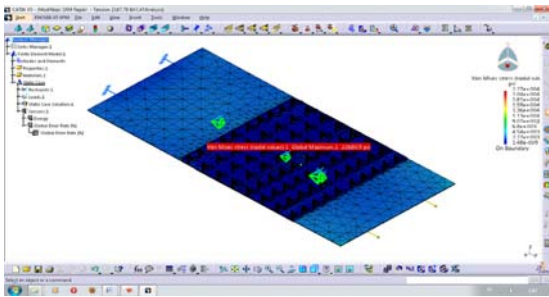
Gambar 8. Tegangan maksimum beban *internal pressure*

Tabel 3.Data Tegangan maksimum

Part	Tegangan Maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Frame 670	3612,77	65000	16,992
Frame 680	7521,71	65000	7,642
Frame 690	3150,06	65000	19,635
Stringer 22	4070,46	65000	14,969
Stringer 23	7476,76	65000	7,694
Stringer 24	518,967	65000	124,249
Upper Skin	3159,99	45000	13,241
Lower Skin	4263	45000	9,556
Doubler	8075,12	45000	4,573
Filler	4225,81	45000	9,649
Filler <sub>(cut out)</sub>	1145,21	45000	38,294
BACR15CE5D <sub>initial</sub>	18265	32000	0,752
BACR15CE6D	5233,77	32000	5,114

Sedangkan pada kasus beban *tension* tegangan maksimum *von mises* sebesar 22380,9Psi terletak pada *fastener* BACR15CE6D4 pada bagian terluar dari area *skin repair*.

Berdasarkan perhitungan *Margin of Safety* diperoleh nilai sebesar 0,430 sehingga dapat dikatakan bahwa *fastener* BACR15CE6D4 aman terhadap pembebanan *tension*.

Gambar 9. Tegangan maksimum Von Mises pada beban *tension*

Tabel 4.Data Tegangan maksimum

Part	Tegangan Maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Upper Skin	4698,2	45000	8,578
Lower Skin	5191,99	45000	7,667
Doubler	3315,93	45000	12,571
Filler	2985,78	45000	14,071
Filler <sub>(cut out)</sub>	418,899	45000	106,424

Fast BACR15CE6D	22380,9	32000	0,430
Fast BACR15BB6D	1648,73	32000	18,409
Fast BAC30NW6	8948,34	124000	12,857

Berdasarkan hasil analisis yang diperoleh pada nilai tegangan maksimum dari pembebanan *internal pressure* maupun beban *tension* pada kedua model dicantumkan pada tabel berikut.

Tabel 5. Nilai dan letak tegangan maksimum pada pembebanan *internal pressure*.

Assembly Product	Tegangan Maksimum (Psi)	Letak	MS
Repair Fuselage Skin			
SRM Repair	19268	BACR15CE5D	0,661
Modifikasi SRM Repair	18265	BACR15CE5D	0,752

Tabel 6. Nilai dan letak tegangan maksimum pada pembebanan *tension*.

Assembly Product Repair Fuselage Skin	Tegangan Maksimum (Psi)	Letak	MS
SRM Repair	23605,8	BACR15CE6D	0,356
Modifikasi SRM Repair	22380,9	BACR15CE6D	0,430

Dari kedua tabel diatas menunjukkan bahwa nilai *MS* untuk struktur *SRM repair* lebih rendah dibandingkan struktur modifikasi *SRM repair*. Dilihat dari *layout repair* dan hasil analisis untuk pembebanan *tension* terlihat bahwa pada *SRM repair* menggunakan *fastener* sebanyak 110 dengan jarak spasi *fastener* 7,2D untuk diameter *fastener* 0,1875in mempunyai nilai *MS* sebesar 0,356. Sedangkan struktur modifikasi *SRM repair* dilakukan pengurangan 1 baris *fastener* pada bagian atas dan bawah dengan jarak spasi *fastener* 5,4D dengan diameter yang sama mempunyai nilai *MS* 0,430.

Dari perbandingan nilai tegangan dan *margin of safety* dapat dikatakan bahwa jarak spasi *fastener* juga ikut mempengaruhi kekuatan dari struktur *fuselage skin repair*. Untuk modifikasi *SRM repair* dalam kasus ini dinyatakan lebih *aman* dibandingkan *SRM repair*.

## 5. Kesimpulan

1. Tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *SRM repair* pada pembebanan *internal pressure* sebesar 19268 *Psi*, sedangkan pada pembebanan *tension* 23605,8 *Psi*.  
Untuk struktur modifikasi *SRM repair* tegangan maksimumnya adalah 18265 *Psi* pada pembebanan *internal pressure*, sedangkan untuk pembebanan *tension* sebesar 22380,9 *Psi*.
2. Berdasarkan nilai *margin of safety* struktur modifikasi *SRM repair* dinyatakan lebih aman dibandingkan struktur *SRM repair*, sehingga struktur tersebut bisa digunakan sebagai alternatif *repair* apabila *repair scame* untuk *SRM repair* tidak mungkin untuk dilakukan.

## 6. Saran

Saran yang bisa disampaikan pada penelitian ini adalah:

Walaupun dalam kasus ini dinyatakan bahwa modifikasi *SRM repair* lebih aman dibandingkan *SRM repair*, namun analisis masih sebatas pada analisis statis, sehingga masih perlu dilakukan pengembangan pengujian untuk mengetahui beban lelah (*fatigue load*), sehingga dapat diperkirakan umur lelah struktur *repair* tersebut.

## 7. Ucapan Terima Kasih

Atas terlaksananya penelitian ini penulis mengucapkan terima kasih kepada Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto yang telah memberikan dukungan finansial serta fasilitasnya.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Suyogkumar W. Balbudhe & S. R. Zaveri, 2013, *Stress Analysis Of Riveted Lap Joint*, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Volume 2 Issue 3 Marc 2013.
- [2] K. S. Bodadkar & S. D. Khamankar, 2013, *Stress Analysis Of Riveted Butt Joint*, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol. 2 Issue 8, August - 2013
- [3] Michael C. Y. Niu, 1988, *Airframe Structural Design*, 2<sup>nd</sup> Edition, Hongkong conmlit press LTD, Hongkong.
- [4] Michael C. Y. Niu, 1997, *Airframe Stress Analysis and Sizing*, 2<sup>nd</sup> Edition, Hongkong conmlit press LTD, Hongkong.
- [5] MIL-HDBK-J.31 January 2003, *Design Mechanical and Physical Properties*.
- [6] SRM (Structure Repair Manual) Boeing 747-400