

ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR *REPAIR SKIN DOUBLER* PESAWAT B737-300

Djarot Wahyu Santoso
Prodi Teknik Penerbangan
Jl. Janti Blok R. Lanud Adisutjipto
djarot_wahyu84@yahoo.com

Abstract

Fuselage is a structure of airplane as the location where the passengers and goods as well as to place the wing and other structures. Fuselage gets loading when the aircraft take off flight maneuvers, landing and when at the ground. One is the pressure loading on the fuselage aircraft cabin. In continuous operation airplane due to cabin pressure damage such as cracks often occur in the fuselage. The use of skin doubler to handle cases mainly crack analysis is needed to see the effect doubler thickness and variations in fastener against the structure strength.

In this study doubler skin structure modeling and analysis using software CATIA V5R21. Modeling structures made 4 types of structure to use variations of the number of fastener and three other structures to changes in the thickness of the doubler. The whole model is given tensile load and differential pressure.

Use of doubler thicker in the repair structure will lower the stress that occurs at the doubler. The more number of rows of fastener used will decrease the stress on the fastener this happens to tensile load, but not effective enough for the load pressure differential. Modeling the structure is safe against tensile loading and internal pressure.

Keywords: Strength of the structure, Repair, Skin doubler.

Abstrak

Fuselage merupakan struktur pada pesawat sebagai ruang tempat penumpang dan barang juga untuk meletakkan sayap, serta struktur yang lain. Fuselage mengalami pembebanan pada saat pesawat take off, maneuver terbang, landing dan pada saat di darat. Salah satu pembebanan pada fuselage adalah tekanan kabin. Pada pengoperasian pesawat yang terus menerus akibat tekanan kabin, damage berupa retak sering kali terjadi pada bagian fuselage. Penggunaan skin doubler untuk menangani kasus retak perlu dilakukan analisis terutama untuk melihat pengaruh ketebalan doubler dan variasi fastener terhadap kekuatan strukturnya.

Dalam penelitian ini pemodelan struktur skin doubler dan analisis menggunakan bantuan software CATIA V5R21. Pemodelan struktur dibuat 4 jenis yaitu satu struktur untuk penggunaan variasi jumlah fastener dan 3 struktur lainnya untuk perubahan ketebalan doubler. Seluruh model tersebut diberikan beban tarik dan differential pressure.

Penggunaan doubler yang lebih tebal pada struktur repair akan menurunkan tegangan yang terjadi pada doubler. Semakin banyak jumlah row fastener yang digunakan akan menurunkan tegangan pada fastener hal ini terjadi pada beban tarik, tetapi belum cukup efektif untuk beban differential pressure. Struktur pemodelan ini aman terhadap pembebanan tarik dan internal pressure.

Kata kunci: Kekuatan struktur, Repair, Skin doubler.

1. Pendahuluan

Fuselage merupakan bagian dari pesawat selain sebagai tempat penumpang dan barang juga sebagai bagian untuk menempatkan sayap, *vertical* dan *horizontal tail*, dan *powerplant*. Beban pada rancangan *fuselage* dihasilkan dari *flight maneuver*, *landing* atau kondisi *ground handling*. Beban *fuselage* merupakan masalah utama dalam menentukan pembagian berat, beban ekor dan beban *nose landing gear*. Pembagian berat penting karena sebagian besar beban *fuselage* bersumber dari massa *inersia* yang ada ketika pesawat mengalami percepatan, baik translasi dan rotasi. Salah satu pembebanan pada *fuselage* adalah tekanan kabin (*cabin pressure*).

Ada tiga kondisi jenis beban tekanan kabin yaitu:

- a. Hanya berupa tekanan, di mana pesawat dirancang tanpa beban tambahan saat kondisi terbang ataupun beban *landing*.
- b. Kombinasi beban tekanan dari beban terbang, termasuk kontribusi tekanan luar dari kabin.
- c. Kombinasi beban tekanan dengan beban *landing*.

Gaya yang bekerja pada struktur dapat menyebabkan terjadinya perubahan bentuk atau kegagalan struktur. Kegagalan struktur merupakan suatu keadaan di mana struktur tidak dapat digunakan dalam waktu yang sangat lama. Kegagalan struktur sebenarnya masih dapat diterima selama masih dalam batas pakai yang layak. Melihat pentingnya fungsi *fuselage* bagi sebuah pesawat, maka struktur *fuselage* harus dirancang dan dirawat untuk memenuhi fungsinya dengan baik guna menjamin keselamatan dan keamanan pesawat itu sendiri.

Dalam pengoperasian pesawat beberapa kasus *damage* sering terjadi berupa retak, korosi yang terjadi pada bagian *fuselage*, untuk itu perlu dilakukan *repair* untuk menjamin struktur tersebut layak digunakan. Untuk mengatasi hal tersebut *repair* dilaksanakan dengan cara memasang *doubler* pada bagian yang retak untuk memperkuat struktur tersebut. Petunjuk untuk melaksanakan *repair* sudah tercantum dalam *Structure Repair Manual* (SRM). Untuk melihat penerapan *doubler* pada struktur *fuselage* yang retak perlu dilakukan analisis untuk memastikan struktur tersebut aman sekaligus untuk mengetahui pengaruh ketebalan *doubler* dan jumlah *fastener* terhadap kekuatan struktur *repair* tersebut.

2. Kajian Pustaka

Besarnya persentase beban (*load transfer*) yang diterima oleh *rivet* pada sambungan plat tergantung dari jumlah *rivet* yang digunakan serta bentuk susunan *assembly/rivet joint* (Iryani, 2009). Pada penelitian ini diperoleh hasil semakin banyak *rivet* yang digunakan *load transfer* yang diterima setiap *rivet* semakin kecil.

Analisis penggunaan tipe *rivet lap joint* menunjukkan bahwa penggunaan susunan *zigzag riveting* menghasilkan tegangan geser yang lebih rendah dibandingkan dengan susunan *chain riveting* (Suyogkumar, 2013). Pada penelitian ini pemodelan *part* menggunakan CATIA V5R20, analisis *rivet* menggunakan *software* ANSYS. Pada pemasangan tipe *chain riveting* nilai tegangan geser dengan tegangan geser maksimumnya tidak jauh berbeda.

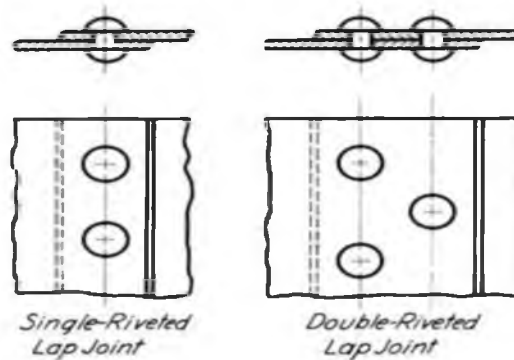
Pada kedua penelitian tersebut struktur pemodelan merupakan tipe susunan pemasangan *rivet* yang melibatkan skin dan *rivet*, sedangkan pada penelitian ini selain kedua struktur tersebut ditambahkan model retak, *filler* yang diperkuat *doubler*, serta penggunaan variasi ketebalan *doubler*.

Rivet joint atau *fastener* adalah suatu pin yang digunakan untuk menghubungkan dua atau lebih dari *sheet metal*, *plate* ataupun *aircraft part*. *Part* pesawat di-assembly dengan menggunakan *rivet* di mana bentuk *riveted joint* pada konstruksi pesawat umumnya dibagi menjadi 2 kelompok, yaitu:

A. *Riveted lap joint*

Part yang di-assembly diatur sedemikian rupa, sehingga posisi satu *part* dengan *part* lainnya saling menutupi sebagian dari permukaannya (*overlapped*). *Riveted lap joint* dibagi menjadi 2 macam yaitu :

1. *Single riveted lap joint*
2. *Double riveted lap joint*

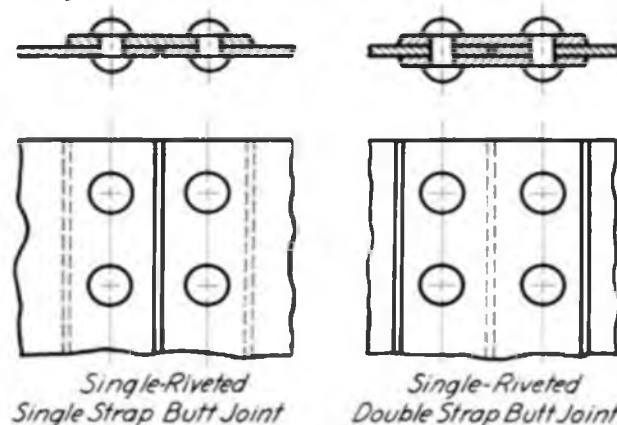


Gambar 1. *Riveted lap joint*

B. *Strap butt joint*

Riveted joint ini memerlukan suatu *part* tersendiri (*strap*) untuk menggabungkan kedua ujung *part* yang terpisah. Pengaturan strap dalam *riveted joint* ini digolongkan seperti berikut:

1. *Single strap butt joint*
2. *Double strap butt joint*



Gambar 2. *Strap butt joint*

Salah satu metode yang digunakan untuk menentukan kekuatan struktur dalam pesawat adalah menggunakan perhitungan batas keamanan (*margin of safety/MS*). *MS* merupakan 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:

$$\text{Margin Of Safety (MS)} = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1 \geq 0$$

3. Metodologi Penelitian

Pada penelitian ini struktur yang akan dimodelkan adalah struktur *skin fuselage* pesawat B737-300 yang mengalami retak. Struktur tersebut terletak pada *station* 500A sampai 500B pada posisi *stringer* 17L sampai 18L (sebelah kiri). Adanya retak tersebut perlu dilakukan *repair* dengan melakukan *cut out* pada *skin* serta menambah *filler* dan *doubler* yang dimensinya akan tergantung dari *fastener* yang digunakan.

Struktur model menggunakan bentuk seperempat dari struktur aslinya dengan dimensi sebagai berikut :

Dimensi *Skin*: panjang 10 in, lebar 5,8 in, tebal 0,036 in.

Fastener yang digunakan: BACR15BB6D diameter 0,187 in, BACR15BB6AD diameter 0,187 in.

Dimensi *Doubler*: panjang 4,914 in, lebar 4,582 in, tebal divariasikan.

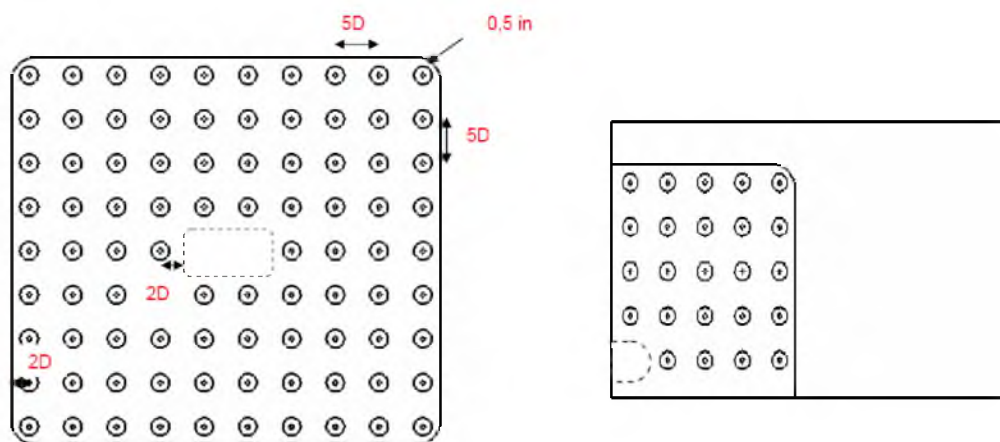
Dimensi retak: panjang 1,029 in, lebar 1,122 in dengan radius 0,5 in.

Material yang digunakan:

Aluminum 2024-T3: *skin* dan *doubler*

Aluminum 2017-T4: *fastener* BACR15BB6D

Aluminum 2117-T4: *fastener* BACR15BB6AD



Gambar 3. Model *doubler repair* utuh dan seperempat

Pemodelan struktur terdiri 4 macam:

- Model 1: struktur *skin doubler* dengan jumlah *fastener* 3 row dan tebal *doubler* 0,05 in.
- Model 2: struktur *skin doubler* dengan jumlah *fastener* 4 row dan tebal *doubler* 0,045 in.
- Model 3 : struktur *skin doubler* dengan jumlah *fastener* 4 row dan tebal *doubler* 0,05 in.
- Model 4: struktur *skin doubler* dengan jumlah *fastener* 4 row dan tebal *doubler* 0,063 in.

Beban yang digunakan pada kasus ini ada 2 macam :

- Beban *differential pressure* 7,8 Psi asumsi pesawat terbang pada ketinggian 37.000 ft (menggunakan diagram *nomogram*).
- Beban tarik yang digunakan berdasarkan pendekatan, diasumsikan sama dengan perbedaan tekanan kabin dikalikan luas model sebesar 452,4 lbf.

Pemodelan dan analisis struktur menggunakan *software* CATIA V5R21, dari hasil analisis akan ditentukan respon struktur dalam bentuk tegangan maksimum. Langkah selanjutnya menghitung *margin of safety (MS)* untuk mengevaluasi pengaruh ketebalan *doubler* dan jumlah *fastener* yang digunakan terhadap kekuatan strukturnya.

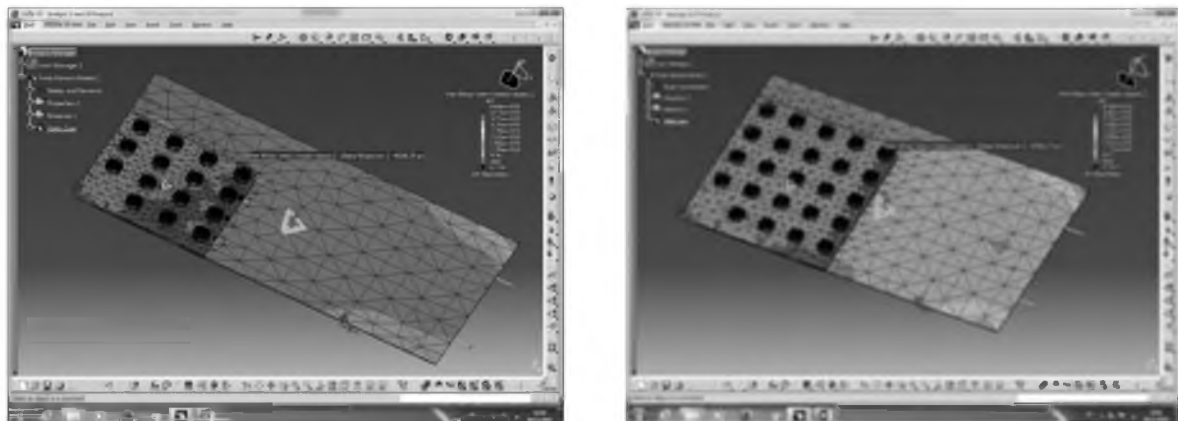
4. Metodologi Penelitian

4.1 Kasus Beban Tarik

Pada model 1, beban tarik diterapkan pada bagian sebelah kanan permukaan *skin*. Jenis *restraint* yang digunakan adalah *user-defined restraint* pada 2 permukaan. Nilai tegangan maksimum *von mises* adalah 4638,19 Psi, terletak pada *fastener* bagian tepi *doubler*. Sedangkan nilai *margin of safety* adalah 8,628 dari perhitungan berikut :

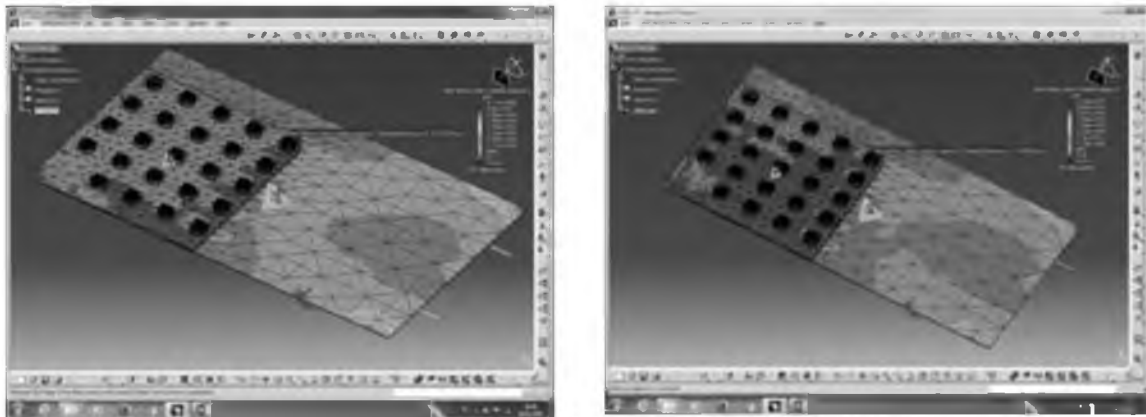
$$MS = \frac{24000 \text{ Psi}}{4638,19 \text{ Psi}} - 1 = 5,17$$

Pada model 2 tegangan maksimumnya sebesar 4056,28 Psi, terletak pada *skin* bagian dalam, besar nilai *MS* adalah 12,33.



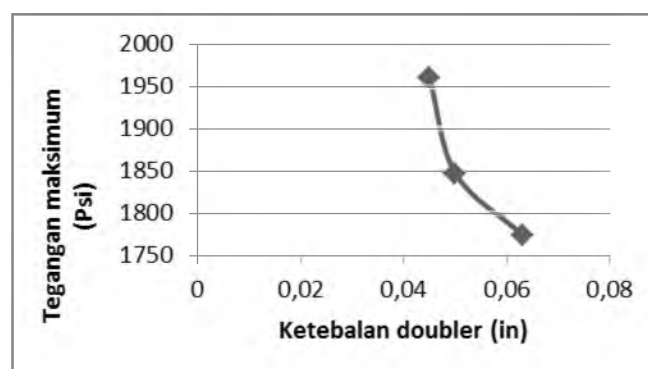
Gambar 4. Nilai tegangan maksimum *von mises* model 1 dan 2

Pada model 3 tegangan maksimumnya sebesar 4220,79 Psi, terletak pada *skin* bagian dalam *fastener* seperti gambar 7, dengan nilai *MS* adalah 11,85. Model 4 tegangan maksimum 4259,39 Psi, terletak pada bagian yang sama dengan model 3, dengan nilai *MS* 11,74. Besarnya nilai tegangan maksimum dan *MS* tercantum pada tabel 1.

Gambar 5. Nilai tegangan maksimum *von mises* model 3 dan 4

Tabel 1. Data tegangan maksimum pada beban tarik

Sampel	Part	Tegangan Maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Model 1	Skin	4081,84	50000	12.35
	Doubler	2321,12	50000	21.54
	Fastener	4638,19	24000	5.17
Model 2	Skin	4056,28	50000	12.33
	Doubler	1959,95	50000	25.51
	Fastener	3602,7	24000	6.66
Model 3	Skin	4220.79	50000	11.85
	Doubler	1846.98	50000	27.07
	Fastener	3664.18	40000	10.92
Model 4	Skin	4259.39	50000	11.74
	Doubler	1774.26	50000	28.18
	Fastener	3181.28	24000	7.54

Gambar 6. Grafik ketebalan *doubler* terhadap tegangan maksimum *doubler*

Dari hasil analisis tegangan, terlihat bahwa semakin tebal dimensi *doubler* maka tegangan yang terjadi pada *doubler* tersebut akan cenderung turun hal ini karena semakin tebal *doubler* struktur semakin kaku sehingga lebih kuat untuk menahan beban tarik. Namun pada kondisi yang sama tegangan yang terjadi pada *skin* semakin meningkat, hal ini akibat kekakuan yang semakin membaik pada *doubler* menyebabkan sebagian gaya ditransfer ke bagian *skin* yang lebih tipis.

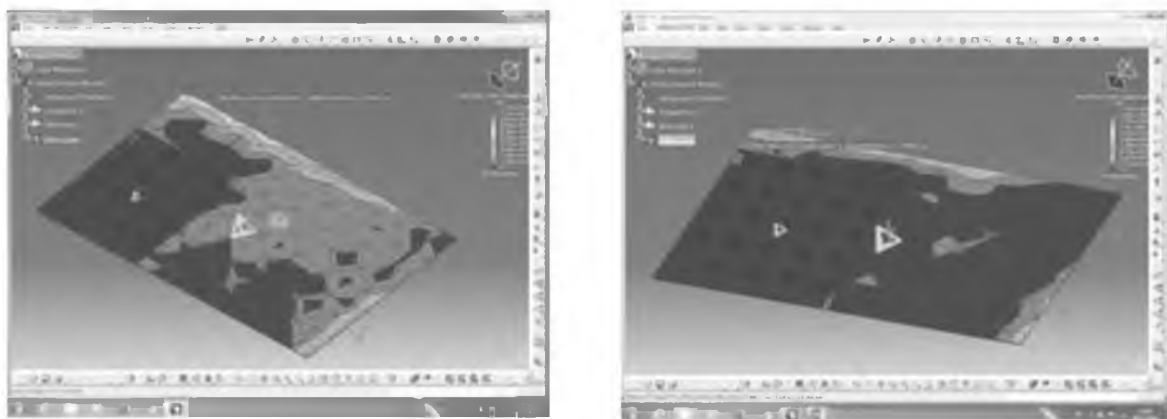
Pada model 1 bila dibandingkan dengan model 2,3,4 yang mempunyai jumlah *fastener* lebih banyak, memiliki tegangan yang lebih tinggi. Hal ini karena *fastener* sebagai pengikat *skin* dan *doubler* akan mentransfer beban dari *skin* ke *doubler*. Jumlah *fastener* yang lebih sedikit pada model 1 akan menerima beban yang lebih besar dibandingkan dengan ketiga model.

Dari pemodelan seluruh *part* nampak bahwa nilai *margin safety*-nya lebih besar dari nol sehingga struktur tersebut aman untuk digunakan.

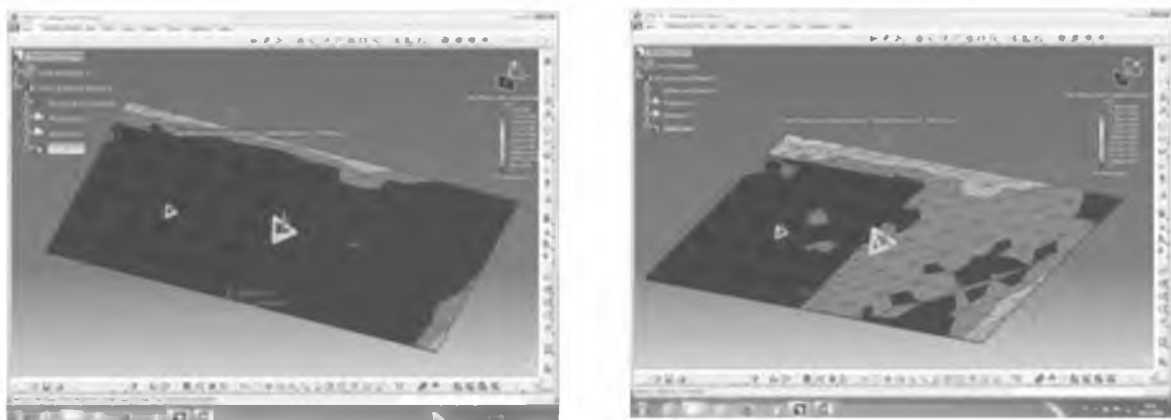
4.2 Kasus Beban *Differential Pressure*

Pada kasus ini beban *differential pressure* sebesar 7,8 Psi diterapkan pada seluruh *surface* struktur. Jenis *restraint* menggunakan *clamp* pada *surface* bagian atas dan sisi kanan *skin*. Pada model 1 nilai tegangan maksimumnya adalah 12264,3 Psi terletak pada *skin* dekat *clamp* bagian atas, sedangkan nilai *MS* adalah 4,4. Hal ini terjadi karena model di-*clamp* pada kedua sisi *skin*, struktur tersebut mirip batang kantilever, sehingga momen maksimum akibat beban *pressure* terjadi di daerah dekat *clamp* yang akan menimbulkan tegangan yang lebih besar.

Pada model 2, 3 dan 4 kecenderungannya juga mengikuti pola yang sama dengan model 1. Tegangan maksimumnya terletak pada *fastener* bagian pinggir *doubler* dekat dengan *clamp*.



Gambar 7. Nilai tegangan maksimum *von mises* model 1 dan 2

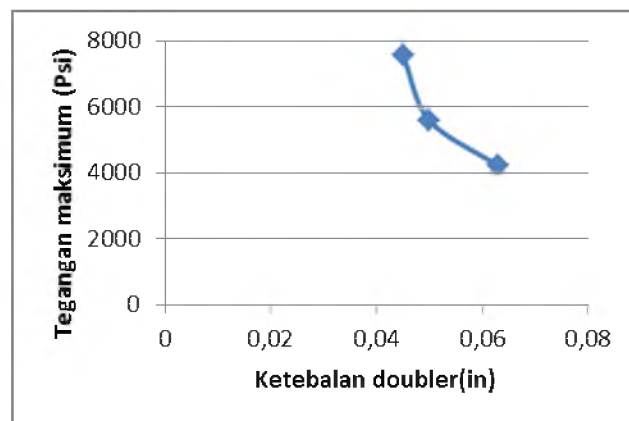


Gambar 8. Nilai tegangan maksimum *von mises* model 3 dan 4

Tabel 2. Data tegangan maksimum pada beban *differential pressure*

Sampel	Part	Tegangan Maksimum (Psi)	Yield Strength (Psi)	Margin of Safety
Model 1	Skin	12264.3	65000	4.08
	Doubler	2573.26	65000	19.43
	Fastener	9638.94	24000	2.49
Model 2	Skin	15596	50000	3.21
	Doubler	7562.61	50000	6.61
	Fastener	27088.2	24000	0.89
Model 3	Skin	29969	50000	1.67
	Doubler	5583.83	50000	8.95
	Fastener	12922.5	24000	3.10
Model 4	Skin	15612.9	50000	3.20
	Doubler	4208.62	50000	11.88
	Fastener	11066.5	24000	2.17

Pada model 2,3,4 dengan tebal *doubler* yang meningkat, tegangan yang terjadi pada *doubler* juga cenderung turun seperti kasus beban tarik, hal ini menunjukkan struktur yang lebih tebal akan semakin kaku sehingga lebih baik dalam menahan beban.

Gambar 9. Grafik ketebalan *doubler* terhadap tegangan maksimum *doubler*

Penggunaan jumlah *fastener* yang lebih banyak pada model 2,3,4 tidak menunjukkan turunnya tegangan akibat beban *differential pressure*. Hal ini kemungkinan pemodelan seperempat yang di-*clamp* pada kedua *surface*, ada bagian struktur yang bebas (kantilever) pada saat dibebani *fastener* belum cukup efektif mentransfer beban ke *fastener* yang lain. Secara keseluruhan struktur keempat model aman terhadap beban *differential pressure* yang ditunjukkan nilai *MS* positif.

5. Kesimpulan

Dari hasil analisis yang dilakukan pada penelitian ini, diperoleh kesimpulan sebagai berikut:

1. Penggunaan *doubler* yang lebih tebal pada struktur *repair* akan menurunkan tegangan yang terjadi pada *doubler*, sehingga kekuatan strukturnya menjadi lebih baik.
2. Semakin banyak jumlah *row fastener* yang digunakan akan menurunkan tegangan pada *fastener* hal ini terjadi pada beban tarik, tetapi belum cukup efektif untuk beban *differential pressure*.
3. Struktur pemodelan *skin doubler* aman terhadap pembebanan tarik dan *differential pressure* berdasarkan nilai *margin safety*.

Daftar Pustaka

- Arumulla, Suresh & Tippa Bhimasankara, 2013, “*Analysis of Rivet Using Finite Element Analysis*”, International Journal of Computational Engineering Research, Vol. 2, Issue 4, 2013.
- Boeing 737-300, “*Structure Repair Manual*”, Chapter 51-00-00, 51-20-01, 51-20-06, 51-30-01, 53-60-5.
- D. Cook, Robert, 1981, “*Concept and Applications of Finite Element Analysis*”, John Wiley & Sons.
- Iryani, Leni, 2009, “*Analysis Of Riveted Joint Using Vlieger/Broek Equation*”, Jurnal Tekno Insentif 09, Volume 3 Nomor 1, Juli 2009.
- Karthik N&Anil Kumar, 2013, *Analysis of the Fuselage Structure for Multi Site Damage*, International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, Vol. 2, Issue 7, July 2013.
- M. Santosh Kumar1, 2015, “*Analysis of Double Riveted Single Lap Joint in Laminated FRP Composites Subjected to Transverse Loading*”, Journal of Material Science and Mechanical Engineering (JMSME), Volume 2, Number 3; April-June, 2015.
- Niu CY, Michael, 1988, “*Airframe Structural Design*”, Hong Kong Conmilit Press Limited.
- Niu CY, Michael, 1997, “*Airframe Stress Analysis and Sizing*”, Hong Kong Conmilit Press Limited.
- Suyogkumar W. Balbudhe dkk, 2013, *Stress Analysis Of Various Tipes Of Riveted Lap Joint*, International Journal of Mechanical and Robotic Research (IJMERR), Volume 2 No 4, October 2013.

