

Strength Analysis on Airplane Fuselage Structure Stringer

Dwi Hartini

Program Studi Teknik Penerbangan, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Email : mdwihartini@gmail.com

Received: 7 Oktober 2019; Accepted : 16 Maret 2020; Published : 1 November 2020

ABSTRAK

Fuselage adalah struktur utama pesawat yang dirancang untuk mengakomodasi kru, penumpang, dan kargo. *Fuselage* pesawat *modern* adalah konstruksi *semi-monocoque*. Struktur *semi-monocoque* sangat efisien, memiliki *strength to weight ratio* yang tinggi, dan memiliki fleksibilitas desain dan dapat menahan kegagalan lokal tanpa kegagalan total melalui redistribusi beban. Salah satu pembebanan pada *fuselage* adalah tekanan kabin. Pada pengoperasian pesawat secara terus menerus akibat tekanan kabin, *damage* bisa terjadi pada *fuselage*, misalnya pada bagian *stringer*. Tipe *repair* untuk menangani kasus *damage* pada *stringer* perlu dilakukan analisis. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh ketebalan *angle* dan variasi *fastener* terhadap kekuatan struktur *repair stringer*. Tahap analisis dengan melakukan pemodelan 3D dengan *software CATIA*. Simulasi analisis struktur berupa luaran tegangan dan menghitung *Margin of Safety*. Semakin tebal *angle* dan semakin banyak jumlah *fastener* pada *area web* dan *flange* yang digunakan, maka nilai tegangan yang terjadi pada tiap-tiap variasi akan menurun. Struktur pemodelan ini aman terhadap pembebanan *pressure*.

Kata Kunci : Kekuatan Struktur, Stringer, Repair, Margin of Safety

ABSTRACT

Fuselage is an airplane main body structure designed for accommodating the crew, passengers, and cargo. The fuselage of a modern aircraft is a semi-monocoque construction. Semi-monocoque structure is very efficient, it has a high strength to weight ratio, and it has design flexibility and can withstand local failure without total failure through load redistribution. One of the loading on fuselage is cabin pressure. In continuous operation airplane due to cabin pressure, damage often occur in the fuselage, for example on the stringer. Type of repair to deal with cases of damage to stringer needs to be analyzed. This study aims to determine the effect of angle thickness and fastener variations on the strength of repair stringer structure. The analysis stage by 3D modeling with CATIA software. Simulation of structural analysis in the form stress and calculating the Margin of Safety. The thicker of angle and the more number of fasteners in the web area and the flange used in the repair, the stress that occurs in each variation will decrease. Modeling the structure is safe against pressure loading.

Keywords : Strength of the Structure, Stringer, Repair, Margin of Safety

1. PENGANTAR

Fuselage adalah struktur utama pesawat yang dirancang untuk mengakomodasi kru, penumpang, dan kargo. *Fuselage* pesawat *modern* adalah cangkang kaku yang biasa disebut konstruksi *semi-monocoque*. Struktur *semi-monocoque* sangat efisien, memiliki *strength to weight ratio* yang tinggi, dan memiliki fleksibilitas desain dan dapat menahan kegagalan lokal tanpa kegagalan total melalui redistribusi beban. *Fuselage* sebagai *beam* terdiri dari elemen longitudinal (*longeron* dan *stringer*), elemen transversal (*frame* dan *bulkhead*) dan *skin* eksternal. [1].

Salah satu pembebanan pada *fuselage* adalah tekanan kabin. Pada pengoperasian pesawat secara terus menerus akibat tekanan kabin, *damage* bisa terjadi pada *fuselage*, misalnya pada bagian *stringer*. Oleh karena itu perlu dilakukan *repair* untuk menjamin struktur tersebut layak digunakan. Petunjuk untuk melaksanakan *repair* sudah tercantum dalam *Structure Repair Manual* (SRM). Dalam ketentuan SRM tidak dijelaskan mengapa struktur yang mengalami kerusakan harus *repair* seperti petunjuk yang telah ditetapkan, tetapi bila *repair* dilaksanakan sesuai panduan tersebut, keamanan struktur akan terjamin. Tipe *repair* untuk menangani kasus *damage* perlu dilakukan analisis untuk mengetahui kekuatan strukturnya.

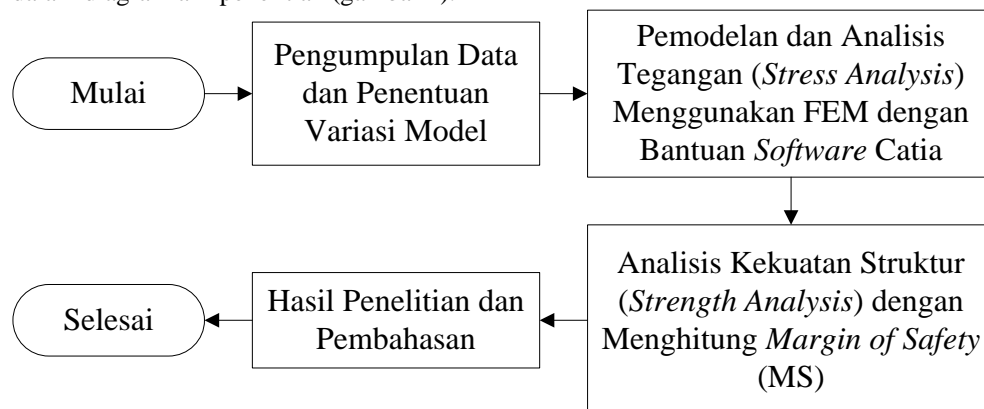
Penelitian mengenai struktur *fuselage* sudah banyak dilakukan, baik dalam hal mendesain maupun menganalisis kekuatan struktur *fuselage* tersebut. Namun banyak penelitian sebelumnya yang hanya menentukan respon struktur berupa tegangan maksimum dari hasil analisis tegangan untuk menentukan kekuatan strukturnya. Analisis struktur dan *optimization material* pada *fuselage* dilakukan menggunakan *Finite Element Analysis* (FEA), paduan aluminium dapat diganti dengan material komposit tanpa mempengaruhi *strength* dan *stress intensity factor characteristics* pada *fuselage*. [2]. Penelitian selanjutnya adalah untuk merancang *fuselage* pesawat masa depan yang canggih. Menggunakan fungsi objektif yang berbeda-beda,

diperlihatkan bahwa desain bagian *fuselage* pesawat adalah peka terhadap persyaratan dari berbagai disiplin ilmu. [3]. Penelitian juga dilakukan pada *fuselage splice joint*. Dalam analisis ini, simulasi distribusi tegangan dan deformasi pada *joint* seperti *bonded*, *riveted*, dan *hybrid joints* telah sukses dilakukan. Ditemukan bahwa *hybrid joints* yang dirancang dengan baik sangat efisien jika dibandingkan dengan jenis *bonded joint* dan *riveted joints* karena menyebabkan deformasi dan distribusi tegangan yang efisien. [4]. *Fuselage floor beam analysis design* dilakukan menggunakan Ansys10.0. Nilai perpindahan diperoleh. Ketika nilai perpindahan Ansys ini dibandingkan dengan nilai analitis, ditemukan bahwa nilainya dekat satu sama lain. [5]. Penelitian juga dilakukan dengan menganalisis elemen hingga pada struktur *fuselage frame* berbahan komposit menggunakan *Finite Element Analysis (FEA)*. *E-glass* dan *Carbon fabric* memberikan hasil lebih baik atau mendekati dengan Aluminium Al-7075. [6]. Penelitian selanjutnya terhadap struktur *fuselage* dengan konstruksi *semi monocoque*. Melalui penggunaan model pesawat yang disederhanakan, ditemukan konvergensi hasil *classical hand analysis* dan FEA.[7].

Pada penelitian ini melakukan analisis kekuatan struktur *stringer* pada *fuselage* pesawat. Dalam hal ini diambil studi kasus struktur *stringer* pada *fuselage* pesawat Boeing 737-300 yang mengalami *damage* sesuai ketentuan SRM. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh ketebalan *angle* dan variasi *fastener* terhadap kekuatan struktur *repair stringer*. Untuk menentukan kekuatan strukturnya, dilakukan dengan analisis tegangan (*stress analysis*) terlebih dahulu kemudian dilanjutkan dengan analisis kekuatan struktur (*strength analysis*) dengan menghitung nilai *Margin of Safety*.

2. METODE PENELITIAN

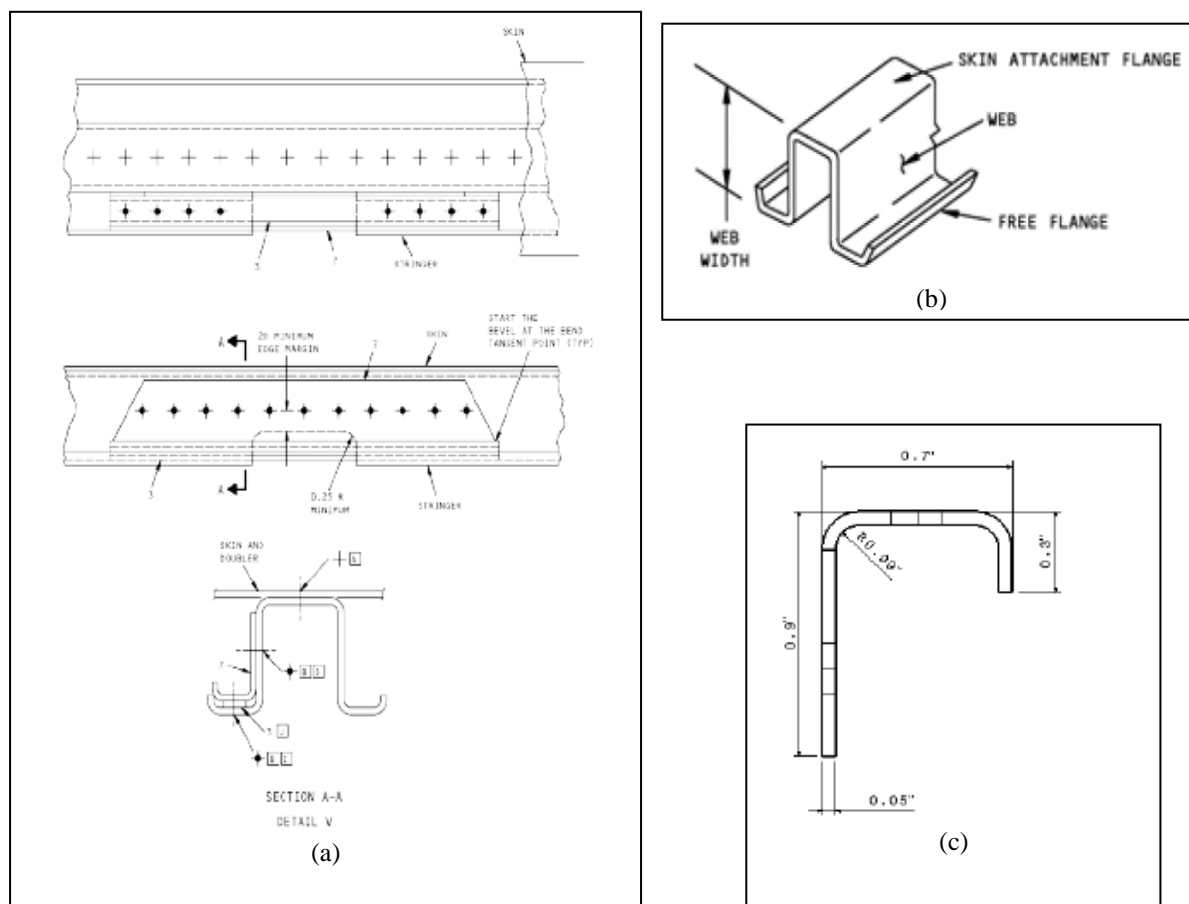
Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Finite Element Method (FEM)*. Penelitian ini dimulai dengan pemodelan dan analisis struktur menggunakan *software* CATIA, kemudian dari hasil analisis akan ditentukan respon struktur dalam bentuk tegangan maksimum. Langkah selanjutnya menghitung *Margin of Safety (MS)* untuk mengevaluasi pengaruh ketebalan *angle* dan variasi *fastener* yang digunakan terhadap kekuatan strukturnya. Metodologi penelitian yang digunakan untuk penyelesaian masalah pada penelitian ini digambarkan dalam diagram alir penelitian (gambar 1).



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

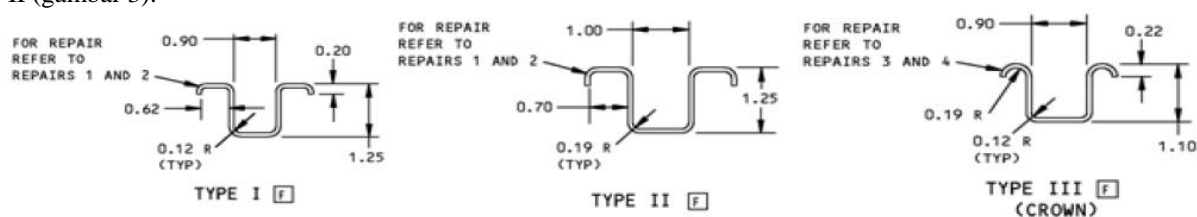
2.1 Struktur *Repair Stringer*

Pada penelitian ini struktur yang akan dimodelkan adalah struktur *stringer* pada *fuselage* pesawat B737-300 yang mengalami *damage*. Struktur tersebut terletak pada *Section 43, Body Section (BS) 500D, Station (STA) 360* sampai *540* pada posisi *stringer ST-26R* (sebelah kanan). Profil *repair stringer* dan *section* atau bagian-bagiannya terlihat pada gambar 2.



Gambar 2. (a) Profil *Repair Stringer* (b) *Section Stringer* (c) *Angle pada Stringer* [8]

Adanya *damage* tersebut perlu dilakukan *repair*. *Repair* untuk *stringer* pada pesawat Boeing 737-300 terdapat dalam SRM (*Structure Repair Manual*). Manual ini berisi mengenai jenis-jenis *repair* yang dilakukan untuk *damage* yang terdapat pada pesawat. Untuk *repair* yang dilakukan pada *fuselage* lebih spesifik ke *stringer* terdapat pada SRM 53-00-03. SRM 53-00-03 terdiri dari 3 tipe *repair* yaitu tipe I, tipe II dan tipe III (*crow*n) dengan ukuran dimensi yang berbeda-beda. Pada penelitian ini menggunakan *repair* tipe II (gambar 3).



Gambar 3. Tipe *Repair* pada *Stringer* [8]

2.2 Dimensi

Dimensi yang digunakan pada penelitian ini adalah :

1. Dimensi *stringer* [8]
 - a. Panjang : 20 inch
 - b. Lebar *flange area* : 0.7 inch
 - c. Tebal : 0.045 inch
 - d. Tinggi *web area* : 1.25 inch
 - e. Lebar *skin attachment area* : 1 inch
2. Dimensi *plat shim* [8]

- a. Panjang : 11.22 inch
 - b. Tebal : 0.05 inch
 - c. Lebar : 0.32 inch
3. Dimensi *fastener* MS20470 [8]
- 1) *Flange surface*
 - a. Diameter batang : 0.187 inch
 - b. Diameter *head* : 0.375 inch
 - c. Panjang : 0.145 inch
 - 2) *Web surface*
 - a. Diameter batang : 0.187 inch
 - b. Diameter *head* : 0.375 inch
 - c. Panjang : 0.095 inch
4. Dimensi *angle*
- 1) Jumlah *fastener* 6 dan 9 pada area *flange* dan *web*
 - a. Panjang : 9.35 inch
 - b. Tinggi *web* : 0.9 inch
 - c. Tinggi *flange* : 0.3 inch
 - d. Lebar : 0.7 inch
 - 2) Jumlah *fastener* 8 dan 11 pada area *flange* dan *web*, [8]
 - a. Panjang : 11.22 inch
 - b. Tinggi *web* : 0.9 inch
 - c. Tinggi *flange* : 0.3 inch
 - d. Lebar : 0.7 inch
 - 3) Tebal *angle* 0.045 inch dan 0.05 inch [8]

2.3 Variasi

Untuk mempermudah dalam memahami variasi yang ada dalam penelitian ini, maka variasi dikelompokkan sebagai berikut:

1. Variasi 1 : jumlah *fastener* 8 pada *flange*, 11 pada *web*, tebal *angle* 0.050 inch (SRM)
2. Variasi 2 : jumlah *fastener* 8 pada *flange*, 11 pada *web*, tebal *angle* 0.045 inch
3. Variasi 3 : jumlah *fastener* 6 pada *flange*, 9 pada *web*, tebal *angle* 0.05 inch
4. Variasi 4 : jumlah *fastener* 6 pada *flange*, 9 pada *web*, tebal *angle* 0.045 inch

2.4 Material

Jenis material yang digunakan dan *material properties* dijelaskan pada tabel 1.

Tabel 1. Jenis Material dan *Material Properties* [9]

Material	Properties				Part
	Modulus Elastisitas (E) – N/m ²	Poisson Ratio (ν)	Densitas (ρ)– kg/m ³	Yield Strength-N/m ²	
Aluminium 7075-T6	7.171×10^{10}	0.33	2819.158	5.033×10^8	<i>Stringer</i>
Aluminium 2017-T4	7.239×10^{10}	0.33	2791.519	2.758×10^8	<i>Fastener MS20470</i>
Aluminium 2024-O	7.3×10^{10}	0.33	2763.88	7.584×10^7	<i>Angle</i>
Aluminium 2024-T4	7.3×10^{10}	0.33	2763.88	3.236×10^8	<i>Plat Shim</i>

2.5 Pembebanan

Beban yang digunakan pada kasus ini adalah beban perbedaan tekanan kabin. Beban *differential pressure* 7.8 Psi asumsi pesawat terbang pada ketinggian 37000 ft (menggunakan diagram *monogram*) dikalikan luas model sebesar 12.6 inch², sehingga didapat beban sebesar 98.28 lbf (437.171 N).

2.6 Margin Of Safety (MS)

Margin of Safety (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 [10]:

$$\text{Margin of Safety (MS)} = \frac{\sigma_{\text{allowable}}}{\sigma_{\text{applied}}} - 1$$

Dimana: σ_{app} (*Applied Stress*) = Tegangan yang terjadi pada struktur
 σ_{all} (*Allowable Stress*) = Tegangan yang diijinkan

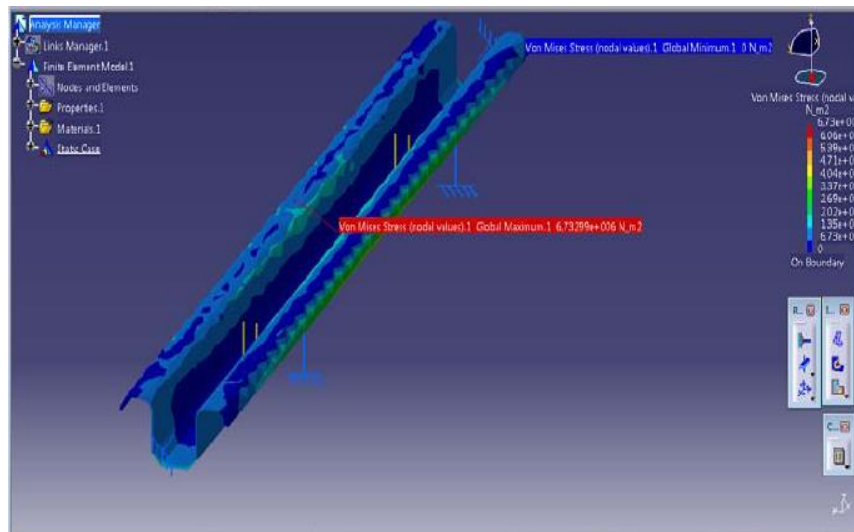
Struktur dinyatakan aman jika nilai *MS* berharga positif.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Tegangan Maksimum *Von Mises* dan *Margin of Safety*

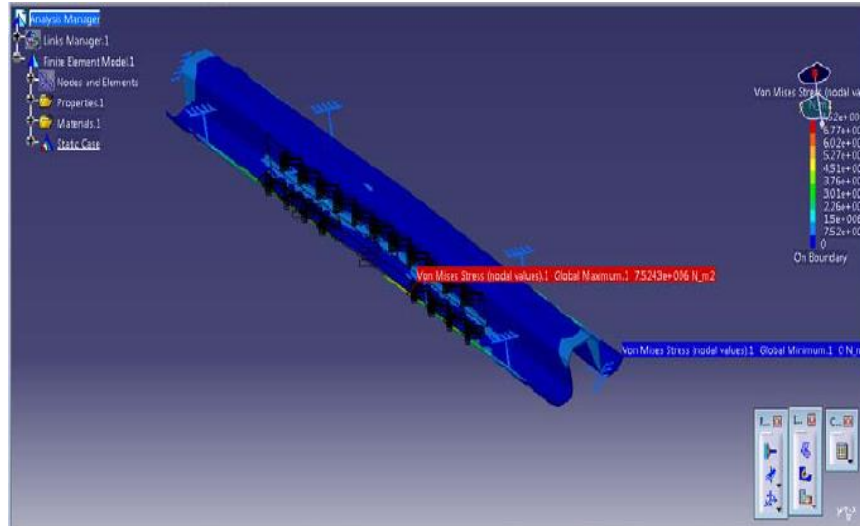
Pada model ini jenis pembebanannya adalah beban *pressure* yang dikenakan pada area *Skin Attachment Surface* dan jenis *restraint* yang digunakan adalah *Clamp Surface*. Pada *Original Stringer* (Tanpa *Damage*) nilai tegangan maksimum *von mises* adalah 6.73×10^6 N/m², terletak pada ujung *surface flange stringer* (gambar 4). Maka nilai *margin of safety*-nya adalah:

$$MS = \frac{5.033 \times 10^8 \frac{N}{m^2}}{6.73 \times 10^6 \frac{N}{m^2}} - 1 = 73.784$$



Gambar 4. Nilai Tegangan Maksimum *Von Mises* pada *Original Stringer* (Tanpa *Damage*)

Pada variasi 1 tegangan maksimumnya sebesar 7.52×10^6 N/m², terletak pada bagian yang sama dengan *original stringer* yaitu pada bagian ujung *surface flange stringer* (gambar 5), besar nilai *MS* adalah 65.928.



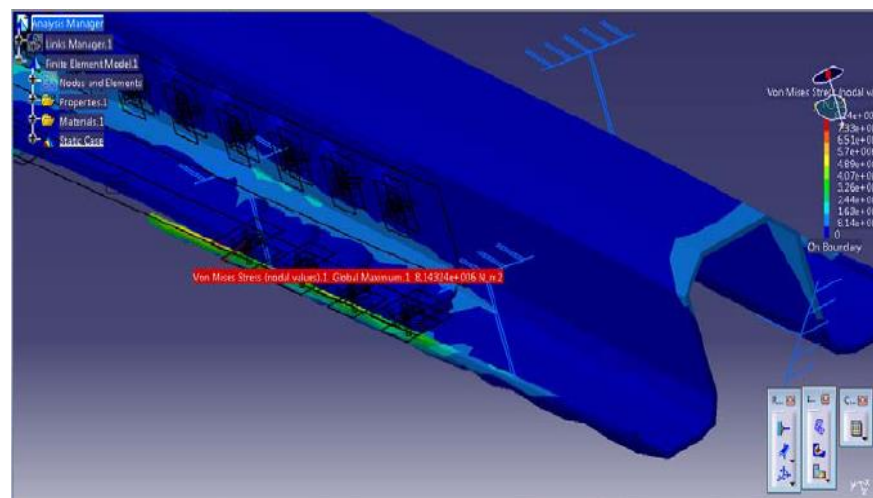
Gambar 5. Nilai Tegangan Maksimum *Von Mises* pada Variasi 1

Besarnya nilai tegangan maksimum dan *MS* dari masing-masing *part* pada variasi 1 tercantum pada tabel 2. Nilai *MS* untuk semua *part* bernilai positif, dapat diartikan semua *part* aman terhadap pembebanan yang diberikan.

Tabel 2. Nilai Tegangan Maksimum dan *MS* dari Masing-masing *Part* pada Variasi 1

<i>Part</i>	Tegangan Maksimum-N/m ²	<i>Yield Strength</i> -N/m ²	<i>MS</i>
<i>Stringer</i>	7.52×10^6	5.033×10^8	65.928
<i>Shim</i>	7.14×10^5	3.236×10^8	452.221
<i>Angle</i>	1.94×10^6	7.584×10^7	38.093
<i>Fastener web</i>	7.29×10^5	2.758×10^8	377.326
<i>Fastener flange</i>	7.35×10^6	2.758×10^8	36.523

Pada variasi 2 tegangan maksimumnya sebesar 8.14×10^6 N/m², terletak pada tepi *flange angle* (gambar 6) , dengan nilai *MS* adalah 33.882.



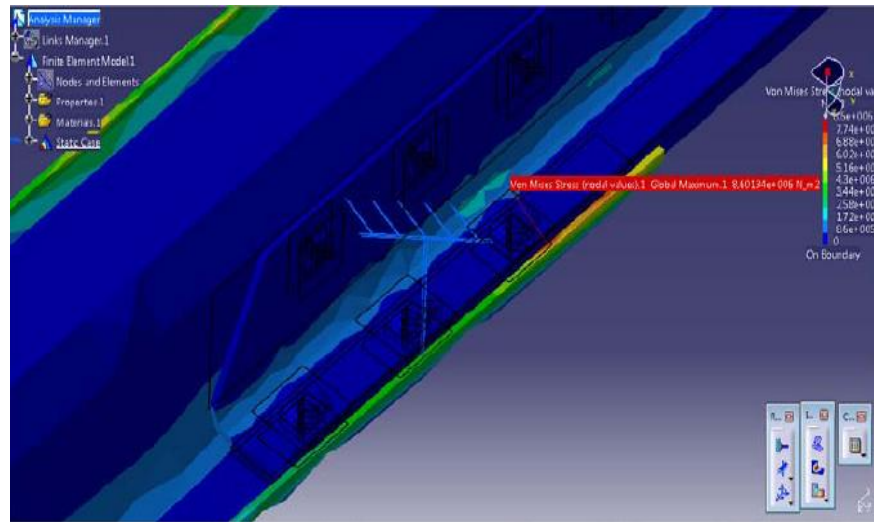
Gambar 6. Nilai Tegangan Maksimum *Von Mises* pada Variasi 2

Besarnya nilai tegangan maksimum dan *MS* dari masing-masing *part* pada variasi 2 tercantum pada tabel 3. Nilai *MS* untuk semua *part* bernilai positif, dapat diartikan semua *part* aman terhadap pembebanan yang diberikan.

Tabel 3. Nilai Tegangan Maksimum dan *MS* dari Masing-masing *Part* pada Variasi 2

<i>Part</i>	Tegangan Maksimum-N/m ²	<i>Yield Strength</i> -N/m ²	<i>MS</i>
<i>Stringer</i>	7.54×10^6	5.033×10^8	65.751
<i>Shim</i>	6.53×10^5	3.236×10^8	494.559
<i>Angle</i>	2.04×10^6	7.584×10^7	36.176
<i>Fastener web</i>	7.42×10^5	2.758×10^8	370.698
<i>Fastener flange</i>	8.14×10^6	2.758×10^8	33.882

Pada variasi 3 tegangan maksimum 8.6×10^6 N/m², terletak pada bagian yang sama dengan *original stringer* dan variasi 1 (gambar 7), dengan nilai *MS* 57.523.

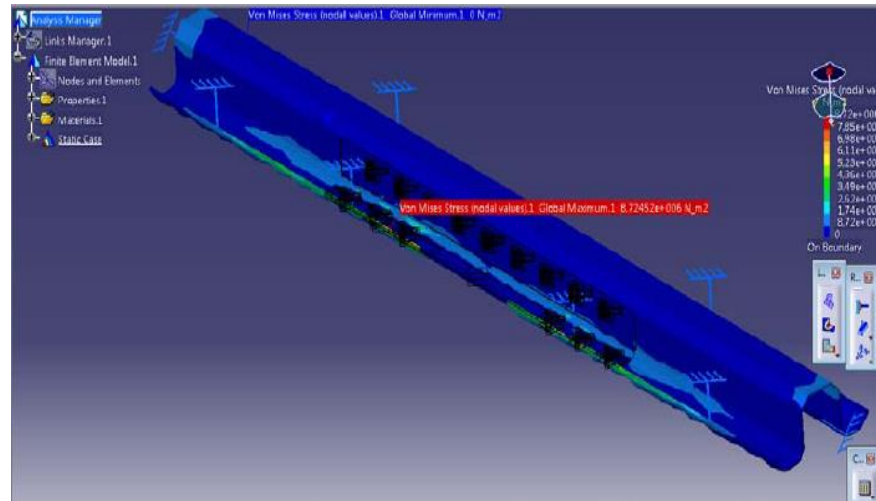
Gambar 7. Nilai Tegangan Maksimum *Von Mises* pada Variasi 3

Besarnya nilai tegangan maksimum dan *MS* dari masing-masing *part* pada variasi 3 tercantum pada tabel 4. Nilai *MS* untuk semua *part* bernilai positif, dapat diartikan semua *part* aman terhadap pembebanan yang diberikan.

Tabel 4. Nilai Tegangan Maksimum dan *MS* dari Masing-masing *Part* pada Variasi 3

<i>Part</i>	Tegangan Maksimum-N/m ²	<i>Yield Strength</i> -N/m ²	<i>MS</i>
<i>Stringer</i>	8.6×10^6	5.033×10^8	57.523
<i>Shim</i>	6.35×10^5	3.236×10^8	508.606
<i>Angle</i>	2.28×10^6	7.584×10^7	32.263
<i>Fastener Web</i>	5.15×10^5	2.758×10^8	534.534
<i>Fastener flange</i>	4.21×10^6	2.758×10^8	64.511

Sedangkan variasi 4 tegangan maksimum 8.72×10^6 N/m², terletak pada bagian yang sama dengan *original stringer*, variasi 1 dan 3 (gambar 8), dengan nilai *MS* 56.717.



Gambar 8. Nilai Tegangan Maksimum *Von Mises* pada Variasi 4

Besarnya nilai tegangan maksimum dan *MS* dari masing-masing *part* variasi 4 tercantum pada tabel 5. Nilai *MS* untuk semua *part* bernilai positif, dapat diartikan semua *part* aman terhadap pembebanan yang diberikan.

Tabel 5. Nilai Tegangan Maksimum dan *MS* dari Masing-masing *Part* pada Variasi 4

<i>Part</i>	Tegangan Maksimum-N/m ²	<i>Yield Strength</i> -N/m ²	<i>MS</i>
<i>Stringer</i>	8.72×10^6	5.033×10^8	56.717
<i>Shim</i>	6.06×10^5	3.236×10^8	532.993
<i>Angle</i>	2.79×10^6	7.584×10^7	26.182
<i>Fastener Web</i>	5.28×10^5	2.758×10^8	521.348
<i>Fastener flange</i>	4.61×10^6	2.758×10^8	58.826

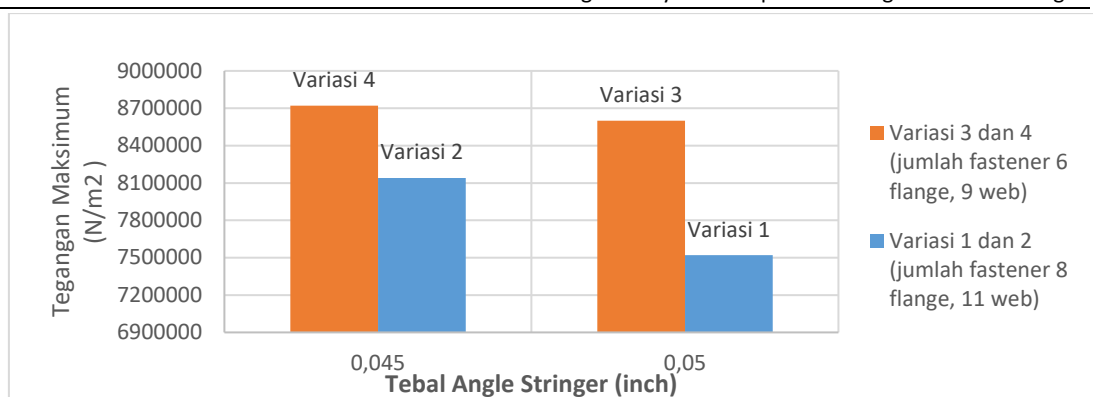
3.2 Pengaruh Ketebalan *Angle* dan Jumlah *Fastener* terhadap Tegangan Maksimum

Berdasarkan tabel 6, variasi 1 (variasi SRM) memiliki nilai tegangan maksimum paling kecil, sehingga nilai *MS*nya paling besar. Ini menunjukkan bahwa *repair* yang terdapat dalam *Structure Repair Manual* (SRM) yang dikeluarkan oleh Boeing sangat aman dan kuat jika dibandingkan dengan variasi lainnya. Dan perbandingan *repair* dalam SRM dengan *Original Stringer* (tanpa *damage*) tidak begitu jauh nilai *MS*-nya. Secara keseluruhan struktur keempat variasi aman terhadap beban yang ditunjukkan nilai *MS* positif.

Tabel 6. Tegangan Maksimum dan *MS* untuk Semua Variasi

Specimen <i>Stringer</i>	Tegangan Maksimum-N/m ²	<i>MS</i>
<i>Original Stringer</i>	6.73×10^6	73.784
Variasi 1 (SRM)	7.52×10^6	65.928
Variasi 2	8.14×10^6	60.830
Variasi 3	8.6×10^6	57.523
Variasi 4	8.72×10^6	56.717

Berdasarkan gambar 9, terlihat bahwa semakin tebal dimensi *angle* maka tegangan yang terjadi pada struktur *repair stringer* semua variasi tersebut akan cenderung turun. Penggunaan jumlah *fastener* yang lebih banyak (variasi 1 dan 2) juga menunjukkan turunnya tegangan akibat beban *pressure*.



Gambar 9. Grafik Ketebalan *Angle* dan Jumlah *Fastener* terhadap Tegangan Maksimum

4. KESIMPULAN

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

1. Struktur pemodelan *repair stringer* aman terhadap pembebanan *pressure* berdasarkan nilai *margin safety*.
2. Penggunaan *angle* yang lebih tebal dan semakin banyak jumlah *fastener* yang digunakan pada struktur *repair stringer* akan menurunkan tegangan yang terjadi, sehingga kekuatan strukturnya menjadi lebih baik.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] E. Bruhn, *Analysis and design of Flight Vehicle Structures*.
- [2] Vasudev H, Rangaswamy H, Imran Ali MR. (2015). *Structural Analysis and Material Optimization of Aircraft Fuselage*, International Journal of Ignited Minds (IJIMIINDS), Vol. 2, Issue 5.
- [3] Srilaxmi, Olem Prashanth Rao, Satyanarayana Gupta. (2016). *Design and Static Stress Analysis of Fuselage Structure for a Military Transport Aircraft*, International Journal & Magazine of Engineering, Technology, Management and Research (IJMETMR), Vol. 3, Issue 9.
- [4] Prakash, Udaya R, et.al. (2016). *Structural Analysis of Aircraft Fuselage Splice Joint*, IOP Conference Series : Matrial Science ad Engineering.
- [5] Shreennaga, Vishwash B, Mallikappa. (2017). *Adaptive Design and Finite Element Analysis of Fuselage Floor Beam of an Aircraft*, International Journal of Engineering Science & Management (IJESM).
- [6] Dandekar, Aditya Milind, 2017. *Finite Element Analysis of Composite Aircraft Fuselage Frame*. Thesis. The University of Texas at Arlington.
- [7] Saeed, Isaac N, 2017. *An Investigation of Semi-Monocoque Aircraft Strutural Design with a Detailed Evaluation of Primary Structure Member Stability Criterion*. Thesis. California State Polytechnic University.
- [8] Boeing 737-300, *Structure Repair Manual*, Chapter 53-00-03.
- [9] <http://asm.matweb.com>
- [10] Niu, M.C.Y. (1997). *Airframe Stress Analysis and Sizing* (p.795). Hong Kong: Conmilit Press.

