

# ANALISIS SIMULASI UJI JATUH PADA *FUSELAGE* PESAWAT CN-235 DENGAN *FINITE ELEMENT METHOD (FEM)*

Cep Hadian Supriatna<sup>1)</sup> dan Indreswari Suroso<sup>2)</sup>

<sup>1,2)</sup> Program Studi DIII Aeronautika, STTKD Yogyakarta

<sup>2)</sup>indreswari.suroso@gmail.com

## Abstrak

Perkembangan Ilmu Pengetahuan dan Teknologi (IPTEK) mengalami perkembangan yang begitu pesat, salah satu teknologi yang mengalami perkembangan yaitu teknologi kedirgantaraan. Kemajuan teknologi di dunia kedirgantaraan bertujuan untuk meningkatkan keselamatan, karena dalam dunia kedirgantaraan keselamatan merupakan hal yang sangat penting, Untuk menompang hal itu maka dibuat desain kelayakan kecelakan (*crashworthiness*).

Penelitian Tugas Akhir bertujuan mengetahui dampak deformasi yang terjadi pada struktur badan pesawat serta untuk mengetahui pengaruh posisi jatuh *fuselage* pesawat terhadap tegangan regangan yang dihasilkan pada struktur *fuselage* pesawat. Penelitian ini dilakukan dengan sudut jatuhnya *fuselage* pesawat yaitu pada posisi jatuh vertikal dengan sudut  $0^{\circ}$ . Desain pembuatan *fuselage* pesawat menggunakan software *solidworks 2014*. Setelah desain sudah siap kemudian disimulasikan dengan menggunakan software *Solidwork 2017*.

Hasil simulasi didapatkan *Finite Element Method (Metode Elemen Hingga)* diartikan sebagai sebuah metode untuk menyelesaikan sebuah persamaan dengan perkiraan kuantitas yang kontinu sebagai satu set jumlah pada titik-titik diskrit secara teratur ke dalam apa yang disebut *grid* atau *mesh*. Proses simulasi di mulai dari pengumpulan data *fuselage* pesawat CN-235, pembuatan design, melakukan proses *meshing* setelah itu lalu disimulasikan. Setelah simulasi model *fuselage* mengalami deformasi elastis terjadi pada tegangan  $9.755e-001 \text{ N/m}^2$  sampai  $7.240e+001 \text{ N/m}^2$ , karena modulus elastis dari jenis material aluminium alloy 2024-T3 adalah  $7.240e+001 \text{ N/m}^2$  dan model mengalami deformasi plastis terjadi pada tegangan  $7.241e+001 \text{ N/m}^2$  sampai  $2.170e+006 \text{ N/m}^2$  sehingga model tidak dapat kembali ke pada keadaan semula. Model *fuselage* memperoleh nilai tegangan regangan minimal yaitu sebesar  $9.755e-001 \text{ N/m}^2$  dan regangan minimum sebesar  $4.015e-011$ , dan memperoleh nilai tegangan maksimum yaitu sebesar  $2.170e+006 \text{ N/m}^2$  dan regangan maksimum sebesar  $2.935e-005$ .

**Kata kunci:** *crashworthiness, fuselage, finite element method, deformasi*

## Pendahuluan

Salah satu perkembangan kedirgantaraan untuk meningkatkan keselamatanyaitu dengan membuat desain kelayakan kecelakan (*crashworthiness*). *Crashworthiness* akan terus menjadi perhatian utama dalam keselamatan penerbangan. *Crashworthiness* adalah hal yang paling utama dari struktur keselamatan dari pesawat sipil. Struktur *fuselage* pesawat memainkan peranan penting dalam menyerap energi saat kecelakaan. Oleh karena itu, dalam Penelitian ini akan mengangkat judul, yaitu “Analisis Simulasi Uji Jatuh Pada *Fuselage* Pesawat CN-235 Dengan *Finite Element Method (FEM)*”. Pada penelitian ini memilih pesawat dari PT. Dirgantara Indonesia sebagai objek penelitian, pesawat dalam penelitian ini adalah *fuselage* pesawat CN2-35.

Penelitian ini bertujuan menganalisis dampak deformasi pesawat dan untuk mengetahui pengaruh posisi jatuh *fuselage* pesawat terhadap tegangan regangan yang dihasilkan pada struktur *fuselage* pesawat serta mengetahui kinerja *crashworthiness* dari *fuselage* pesawat tersebut, maka dalam penelitian ini mencari perbandingan dampak deformasi dengan perbandingan sudut jatuh dari struktur *fuselage* pesawat CN-235. CN-235 adalah pesawat terbang hasil kerja sama antara IPTN atau Industri Pesawat Terbang Nasional (sekarang PT.DI) dengan *CASA* dari Spanyol. Kerja sama kedua negara dimulai sejak tahun 1980 dan purwarupa milik Spanyol pertama kali terbang pada tanggal 11 November 1983, sedangkan purwarupa milik Indonesia terbang pertama kali pada tanggal 30

Desember 1983. Produksi di kedua negara di mulai pada tanggal Desember 1986. Varian pertama adalah CN-235 Series 10 dan varian peningkatan CN-235 Seri 100/110 yang menggunakan dua mesin. *General Electric CT7-9C* berdaya 1750 shp bukan jenis *CT7-7A* berdaya 1700 shp pada model sebelumnya. Berikut ini Gambar 1. Pesawat CN-235 Produksi PT. Dirgantara Indonesia.



**Gambar 1.** Pesawat CN-235

### Tujuan Penelitian

1. Mengetahui apa yang dimaksud dengan *finite element method*.
2. Mengetahui proses simulasi uji jatuh pada *fuselage* pesawat dengan *finite element method*.
3. Mengetahui hasil analisis dari simulasi uji jatuh pada *fuselage* pesawat dengan *finite element method*.

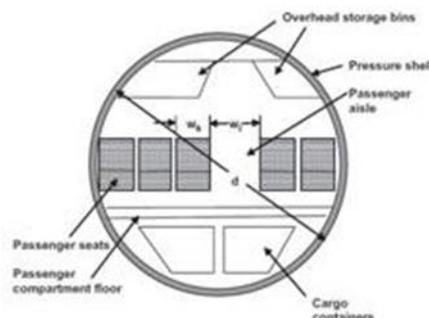
### Tinjauan Pustaka dan Pengembangan Hipotesis

Berikut ini adalah Tabel 1 spesifikasi pesawat CN-235 sebagai berikut:

**Tabel 1.** Spesifikasi Pesawat CN-235

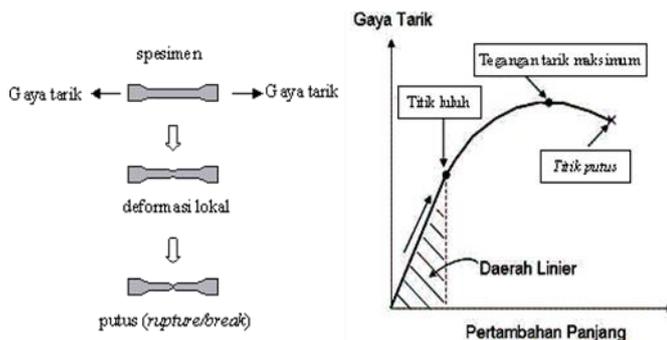
Jenis	Spesifikasi Pesawat CN-235
Kapasitas Crew	2 orang pilot
Kapasitas Penumpang	35 orang
Panjang	20,9 m
Tinggi	8,118 m
Bentang sayap	25,81 m
Luas Area sayap	59,1 m
Berat Kosong	9.800 kg
Berat Isi	15.500 kg
Maksimum Tinggal Landas	15.100 kg
Mesin Penggerak	2 unit mesin; 2 x general electric CT 79 CT turbopropos 1.395 KW
Kecepatan	509 km/jam
Jarak Jelajah Terbang	796 km
Daya Menanjak	542 menit

*Fuselage* adalah bagian badan utama sebuah pesawat di mana kabin dan atau kokpit, yang berisi kursi untuk penumpangnya dan pengendali pesawat seperti pada Gambar 2. *Fuselage* pesawat juga terdiri dari ruang kargo dan titik-titik penghubung bagi komponen utama pesawat yang lainnya. Fungsi dari badan pesawat yaitu untuk mengontrol posisi dan permukaan penyetabilan dalam hubungannya untuk permukaan angkat, hal ini diperlukan untuk stabilitas dan *manuver* pesawat [6].



**Gambar 2.** *Fuselage*

Menurut Marciniak [9], sebuah material yang dikenai beban dari luar, maka material akan mengalami defleksi. Pada beban luar yang tidak terlalu besar defleksi material akan kembali ke bentuk seperti semula setelah beban yang diberikan dilepas. Material tidak akan terjadi melebihi kekuatan luluh (*yield strength*) yang dimiliki material akan mengakibatkan aliran deformasi material dimana material tidak akan kembali ke bentuk semula seperti pada Gambar 3 berikut ini.



**Gambar 3.** Kurva Antara Gaya Tarik dengan Pertambahan Panjang

Deformasi atau perubahan bentuk terjadi apabila bahan dikenai gaya. Selama proses deformasi berlangsung bahan menyerap energi sebagai akibat adanya gaya yang bekerja. Sebesar apapun gaya yang bekerja pada bahan, bahan akan mengalami perubahan bentuk dan dimensi. Perubahan bentuk secara fisik pada benda dibagi menjadi dua, yaitu deformasi plastis dan deformasi elastis. Penambahan beban pada bahan yang telah mengalami kekuatan tertinggi tidak dapat dilakukan, karena pada kondisi ini bahan telah mengalami *deformasi* total. Jika beban tetap diberikan maka regangan akan bertambah dimana material seakan menguat yang disebut dengan penguatan regangan (*strain hardening*) yang selanjutnya benda akan mengalami putus pada kekuatan patah [13].

Haoleia dkk., [4] melakukan penelitian simulasi kelayakan kecelakaan bagian badan pesawat dengan material komposit dan model elemen bagian badan pesawat dengan bagian *elips* ganda terdiri dari kabin dan kargo. Penelitian menggunakan *software LS-DYNA* dengan kecepatan 6,67 m/s. Material yang digunakan dalam penelitian tersebut yaitu *aluminium alloy 2024-T3*, *aluminium alloy 7075-T6* dan *aluminium alloy 7150-T77511*. Penelitian tersebut bertujuan untuk mengetahui kinerja kelayakan kecelakaan badan pesawat serta mengetahui model kegagalan dan percepatan dari

bagian badan pesawat berdasarkan hasil simulasi *drop test* dari bagian badan pesawat.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa kelayakan kecelakaan dapat secara efektif ditingkatkan dengan memilih lapisan komposit yang tepat.

Penelitian tentang karakteristik kelayakan kecelakaan dari bagian badan pesawat dengan menggunakan *software LS-DYNA* dilakukan Xue dkk., [17]. Penelitian tersebut bertujuan untuk menentukan deformasi, respon impact, penyerapan energi dari struktural badan pesawat. Komponen-komponen yang akan diteliti meliputi *frames, struts, skin, stringers, cabin floor, cargo floor, passengers* dan material yang digunakan adalah tipe *aluminium alloy 2024 dan aluminium alloy 7075*. Hasil penelitian menunjukkan *frame* mampu menyerap sebagian dari total impact energi kinetik, besarnya deformasi plastik terjadi di bawah lantai kabin dan lantai kargo. Bentuk segitiga tertutup dapat secara efektif mencegah lantai kabin dari kerusakan berat dan berperan penting dalam keselamatan penumpang saat terjadinya kecelakaan.

Ren dkk., [11] melakukan penelitian tentang kelayakan kecelakaan pesawat dengan variasi media tempat jatuhnya pesawat. Tujuan dari penelitian yaitu untuk mengetahui dampak dari benturan energi kinetik pada variasi tersebut. Hasilnya menunjukkan bahwa bahan dasar memiliki pengaruh yang besar pada kecelakaan pesawat. Pada media tempat yang lunak dapat menghilangkan sebagian dari dampak energi kinetik sehingga menyebabkan deformasi dalam skala kecil.

Penelitian mengenai kelayakan kecelakaan dari badan pesawat sipil dilakukan Xiaochuan dkk., [16]. Dalam penelitian ini menggunakan metode eksperimen dengan empat model dan simulasi dengan metode numerik menggunakan *software LS-DYNA*. Material yang digunakan dalam penelitian tersebut yaitu aluminium *alloy 2117-T4*. Pada penelitian ini melakukan tes uji jatuh vertikal dari bagian badan pesawat sipil dengan kecepatan aktual sebesar 6.85 m/s. Penelitian tersebut bertujuan untuk mengetahui kriteria kegagalan keling. Hasil pengujian empat model menunjukkan kesalahan antara frekuensi tersebut menghasilkan nilai kurang dari 5%, hal ini menunjukkan bahwa tegangan utama dan tegangan geser beban sangat dipengaruhi kecepatan *loading* sehingga terjadinya sobek pada ujung plat dan terjadinya patah pada keling akan semakin besar.

Ren dkk., [11] melakukan penelitian tentang kelayakan kecelakaan badan pesawat dengan menggunakan struktur balok *sine wave*. Tujuan dari penelitian yaitu untuk mengetahui konsep desain terpadu untuk mengurangi dampak kecelakaan menggunakan struktur balok sine wave dan strut dengan menggunakan metode numerik. Hasilnya menunjukkan bahwa struktur *sine wave* dapat mengurangi dampak dari energi kinetik.

Penelitian tentang kelayakan badan pesawat menggunakan metode elemen hingga dilakukan Adik (2016). Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui deformasi yang terjadi pada struktur badan pesawat serta pengaruh tegangan dan regangan yang terjadi pada struktur badan pesawat. Pada pengujian ini dihasilkan posisi jatuh vertikal dan posisi jatuh sudut  $15^\circ$  menghasilkan tegangan regangan tertinggi. Tegangan tertinggi pada bagian *struts* 483 MPa, 400.78 MPa pada bagian *skin*, 358.28 MPa pada lantai dan 483 MPa pada *frame* bagian kargo.

## Metode Penelitian

### A. Desain Penelitian

1. Dalam badan pesawat yang akan diuji material yang digunakan hanya satu jenis yaitu *aluminium alloy 2024-T3*.
2. Dalam penelitian ini yang akan diuji adalah posisi jatuh dengan posisi jatuh vertikal dengan sudut  $0^{\circ}$ .
3. Dalam penelitian ini yang akan di uji adalah *center fuselage frame* 15-19 untuk mempermudah simulasi.
4. Komponen *fuselage* pesawat yang akan dianalisis meliputi *skin*, *longeron*, dan *former*.
5. Beban yang diberikan yaitu gaya impact 2000 N, gravitasi  $9.81 \text{ m/s}^2$  dan tekanan  $2000 \text{ N/m}^2$ .

### B. Tempat dan Waktu

Penelitian ini dilakukan di PT. Dirgantara Indonesia Divisi *Finishing Assembling Line* pada tanggal 7 Februari 2017 sampai dengan 31 Maret 2017.

### C. Langkah-langkah Penelitian

1. Mencari data-data yang berkaitan dengan masalah terkait, khususnya tentang Uji Jatuh *Fuselage* Pesawat.
2. Mempersiapkan semua bahan serta perlengkapan lain yang diperlukan untuk penelitian.
3. Memahami dan melaksanakan prosedur sesuai dengan apa yang dijelaskan dalam panduan atau referensi terkait terhadap langkah-langkah yang diperlukan dalam melaksanakan penelitian tentang masalah Uji Jatuh *Fuselage* Pesawat.
4. Pembuatan desain *fuselage* pesawat dengan menggunakan *Software Solid Work*.
5. Melakukan Simulasi dengan menggunakan *Software Solid Work*.
6. Mengolah data dan menarik kesimpulan.

## Hasil dan Pembahasan

*Finite Element Method* (Metode Elemen Hingga) atau biasa disebut *FEM* adalah suatu teknik numerik untuk menemukan solusi perkiraan persamaan *diferensial* parsial serta persamaan integral dan bisa juga diartikan sebagai sebuah metode untuk menyelesaikan sebuah persamaan dengan perkiraan kuantitas yang kontinu sebagai satu set jumlah pada titik-titik diskrit, sering secara teratur ke dalam apa yang disebut *grid* atau *mesh*.

Metode elemen hingga dapat disesuaikan dengan kompleksitas permasalahan besar dan geometri biasa, mereka adalah alat yang sangat kuat dalam pemecahan masalah penting dalam transfer panas, mekanika fluida, dan sistem mekanis. Selain itu, ketersediaan komputer cepat dan murah memungkinkan masalah yang sulit dipecahkan dengan menggunakan metode analitik atau mekanis harus dipecahkan secara langsung dengan menggunakan metode elemen.

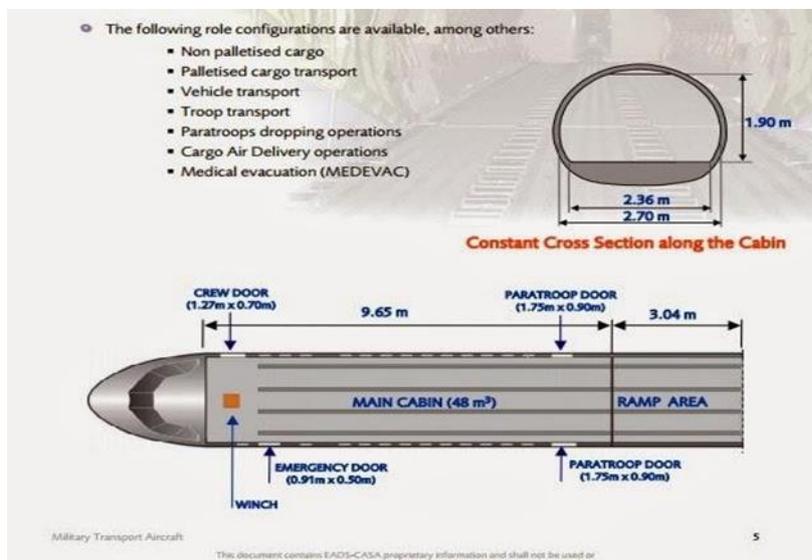
### a. Proses Simulasi Uji Jatuh *Fuselage* Pesawat dengan *Finite Element Method*

#### 1. Data *Fuselage* Pesawat CN-235

*Fuselage* pesawat CN-235 ini merupakan jenis struktur *fuselage pressurized* dengan konstruksi *semimonocoque*. *Fuselage* pada pesawat ini terdiri dari 51 *frame*, *stringer* dan *skin*, semua bahannya di buat dari *Aluminium alloy*. Total panjang dari pesawat *fuselage* pesawat CN-235 20,9 m dan lebar 2,9 m. Penelitian ini akan menguji bagian *Center Fuselage*. *Center Fuselage* yang akan di uji di yaitu frame 15 sampai frame 19.

## 2. Data Center Fuselage

*Center Fuselage* memiliki 19 *frame* yang dimulai dari *frame* 12 sampai *frame* 30 dan jarak setiap *frame* yaitu 508mm. Bentuk dari *center fuselage* hampir seluruhnya silinder dengan total panjang 9.65 m seperti pada Gambar 4.



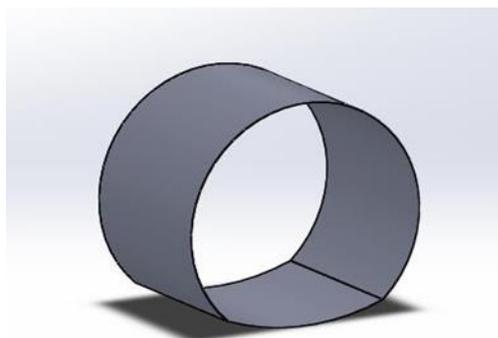
Gambar 4. Spesifikasi *Fuselage* CN-235

### b. Pembuatan *Design*

Dalam pembuatan desain badan pesawat CN-235 menggunakan *software solidworks 2014*. Model yang didesain dibatasi yang bertujuan untuk memperoleh optimasi waktu proses simulasi, dengan *skin*, *longeron*, dan *former*. Pada penelitian ini, pengujian dibatasi hanya menggunakan satu material yaitu *aluminium alloy 2024-T3* yang didefinisikan untuk seluruh komponen yang ada di dalam badan pesawat. Secara garis besar pemilihan Pada penelitian ini, pengujian dibatasi hanya menggunakan satu material yaitu *aluminium alloy 2024-T3* yang didefinisikan untuk seluruh komponen yang ada di dalam badan pesawat. Secara garis besar pemilihan material *aluminium alloy 2024-T3* karena memiliki sifat ringan dan kekuatannya dapat dibentuk dengan cara dipadu dengan unsur lain.

### c. Hasil Analisis Simulasi Uji Jatuh *Fuselage* Pesawat dengan *Finite Element Method*

Simulasi dari penelitian yang dilakukan dengan bantuan dari *software Solid Work 2017* adalah gerakan *impact* (benturan). Simulasi dimodelkan dengan memberikan gaya dan tekanan sehingga *fuselage* seolah-olah jatuh dan berbenturan dengan *ground*. gaya *impact* yang di berikan yaitu 2000 N, gaya gravitasi  $9.81 \text{ m/s}^2$  dan tekanan  $2000 \text{ N/m}^2$ . Daerah pada struktur badan pesawat yang mengalami deformasi dapat dilihat dan besarnya tegangan yang dialami oleh struktur *fuselage* pesawat dapat dilihat dari kontur warna yang ditunjukkan pada *viewport* yang terdapat Berdasarkan simulasi yang telah dilakukan diatas dapat dilakukan pembahasan berdasarkan grafik hasil simulasi dengan menganalisis distribusi tegangan regangan pada *fuselage* dari struktur badan pesawat serta menganalisis deformasi yang terjadi pada *fuselage* pesawat.

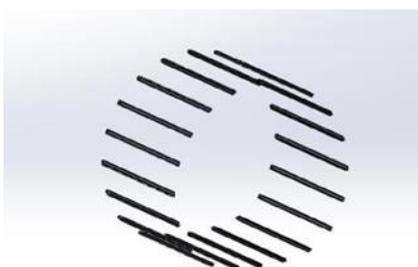


**Gambar 5.** Desain *Skin Fuselage* dengan *Solid Work*

*Skin* merupakan bagian paling luar dari rangkaian *fuselage*.

Data ukuran *skin fuselage*:

- a. Panjang = 2032 mm
- b. Diameter atas = 1450 mm
- c. Diameter bawah = 2700 mm
- d. Tebal = 3 mm



**Gambar 6. A.** Desain *Longeron Fuselage*



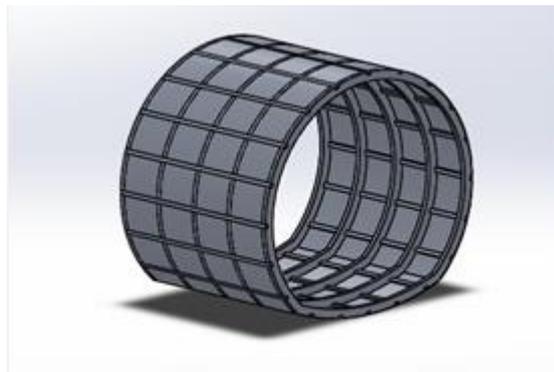
**B.** Desain *Former Fuselage*

*Longeron* merupakan bagian paling luar dari rangkaian *fuselage*.

Data ukuran *Longeron fuselage*:

- a. Panjang = 2032 mm
- b. Lebar = 50 mm
- c. Tebal = 30 mm

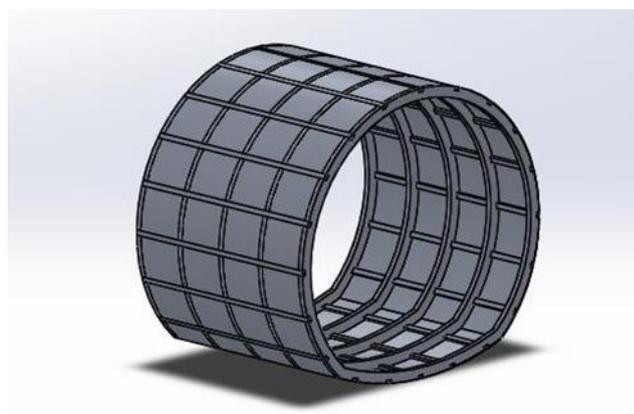
Gambar 7 adalah hasil *solidwork* setelah *diassembly* sebagai berikut:



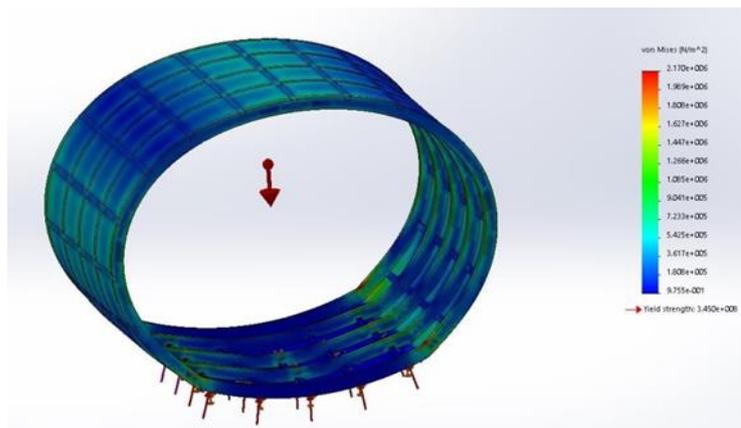
**Gambar 7.** Hasil *Assembly* dengan *Solidwork*



**Gambar 8.** Hasil *Meshing* dengan *Solidwork*

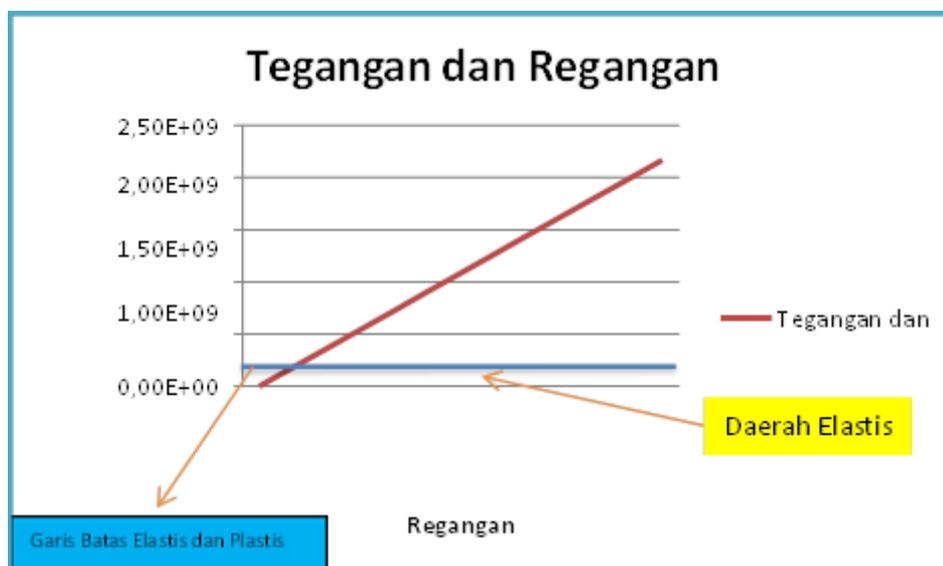


**Gambar 9.** Model *Fuselage* Sebelum di Beri Gaya *Grafitasi*, Gaya *Impact* dan Tekanan



**Gambar 10.** Deformasi Plastik

Perubahan deformasi elastis pada tegangan  $755e-001 \text{ N/m}^2$  sampai tegangan  $7.240e+001 \text{ N/m}^2$  karena modulus elastis dari material *aluminium alloy 2024-T3* adalah  $7.240e+001 \text{ N/m}^2$  sehingga deformasi yang berada di angka itu akan kembali ke keadaan semula.



**Gambar 11.** Kurva Grafik Regangan dan Tegangan

## Kesimpulan

- Finite Element Method* (Metode Elemen Hingga) atau biasa disebut *FEM* diartikan sebagai sebuah metode untuk menyelesaikan sebuah persamaan dengan perkiraan kuantitas yang kontinu sebagai satu set jumlah pada titik-titik diskrit secara teratur ke dalam apa yang disebut *grid* atau *mesh*.
- Proses simulasi uji jatuh pesawat dengan finite element method adalah mengumpulkan data *fuselage* pesawat CN-235, melakukan pembuatan *design fuselage* dengan *solidwork*, melakukan proses *meshing* dan terakhir melakukan proses simulasi.
- Hasil simulasi dengan *software solidwork* didapatkan bahwa model sebelum diberikan gaya dan tekanan model mempunyai kondisi normal sedangkan sesudah diberi gaya dan tekanan model mengalami perubahan bentuk, lalu model *fuselage* mengalami deformasi elastis terjadi pada tegangan  $9.755e-001 \text{ N/m}^2$  -  $7.240e+001 \text{ N/m}^2$  karena modulus elastis dari jenis material

*aluminium alloy 2024-T3* adalah  $7.240e+001$  N/m<sup>2</sup> dan model mengalami deformasi plastis terjadi pada tegangan  $7.241e+001$  -  $2.170e+006$  N/m<sup>2</sup> sehingga model tidak dapat kembali ke pada keadaan semula. Terakhir model *fuselage* memperoleh nilai tegangan minimum yaitu sebesar  $9.755e-001$  N/m<sup>2</sup> dan regangan minimum sebesar  $4.015e-011$  dan memperoleh nilai tegangan regangan maksimum yaitu sebesar  $2.170e+006$  N/m<sup>2</sup> dan regangan maksimum sebesar  $2.935e-005$ .

#### DaftarPustaka

- [1] Akin, J, E. (1994). *Finite Elements for Analysis and Design*. San Diego: Academic Course
- [2] Brenner, S, C, and Scott, L, R. (1994). *The Mathematical Theory of Finite Element Methods*. New York: Springer-Verlag.
- [3] Gallagher, R, H. (1975). *Finite Element Analysis: Fundamentals*. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall.
- [4] Haoleia, M., Tianchun, Z., Zhenyu, F., and Jian, R., Crasworthiness Simulation Research of Fuselage Section With Composite Skin,
- [5] Kwon, Y, W, and Bang, H. (1996). *The Finite Element Method Using MATLAB*. Boca Raton, FL: CRC Press.
- [6] Narasaiah, G, Lakshmi, (2011). *Aircraft Structures*, CRC Press, United Kingdom. Narimawati, (2010). *Desain Penelitian*, Ghalia Indonesia: Jakarta.
- [7] Nazir, M, (2009). *Metode Penelitian*, Ghalia Indonesia: Jakarta.
- [8] Nofa, A, (2016). *Analisis Uji Jatuh Badan Pesawat R80 dengan Metode Elemen Hingga*, Publikasi ilmiah.
- [9] Marciniak, Z, J, L, and Duncan, S, J, Hu, (2002). *Mechanics of Sheet Metal Forming* Laser Word Private Limited, Chennai, India
- [10] Ren, Y., Xiang, J., Meng, S., Yan, Y., and Zhuang, N, (2014). Crashworthiness of Civil Aircraft Subject to Soft Soil and Concrete Impact surface, *Jurnal Teknologi* Vol. 29, p. 193-201.
- [11] Ren, Y., Xiang, J., Zheng, J., and Luo, Z, (2016). Crashworthiness analysis of aircraft fuselage with sine-wave beam structure, *Jurnal Teknologi* Vol. 29, p. 403-410.
- [12] Singer F, L, dan Andrew, P, (1995). *Ilmu Kekuatan Bahan (Teori Kokoh-Strength of Material)*, (alih bahasa Darwin Sebayang) Edisi II, Erlangga, Jakarta.
- [13] Sugiyono, (2012). *Metode Penelitian Kuantitatif Kuanlitatif & RND*. Bandung: Alfabet.
- [14] Andi, (2010). *Jenis Data Penelitian*, Ghalia Indonesia: Jakarta.
- [15] Xiaochuan, L., Jun, G., Chunyu, B., Xiasheng, S., and Rangka, M, (2015). Drop Test And Crash Simulation Of A Civil Airplane Fuselage Section, *Jurnal Teknologi* Vol. 28, p. 447-456.
- [16] Xue, P., Ding, M, L., Qiao, C, F., and Yu, T, X, (2014). Crashworthiness Study of a Civil Aircraft Fuselage Section, *Jurnal Teknologi* Vol. 2, p.1679-7825.