

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Fuselage merupakan bagian dari pesawat sebagai tempat penumpang, barang, menempatkan sayap, *vertical* dan *horizontal tail*, dan *powerplant*. Pengaruh beban pada rancangan *fuselage* dapat dihasailkan dari *flight maneuver*, *landing*, atau kondisi *ground handling*. Pebebanan pada *fuselage* merupakan masalah utama dalam menentukan pembagian berat oleh beban penumpang dan barang, beban pada ekor dan beban pada *nose landing gear*. Pendistribusian berat penting karena sebagian besar beban *fuselage* bersumber dari *massa inersia* yang ada ketika percepatan, baik translasi dan rotasi. Salah satu pembebanan yang terjadi pada *fuselage* adalah tekanan kabin (*cabin pressure*). Struktur pesawat terbang moderen dirancang menggunakan jenis *semi monocoque*, di mana suatu pembebanan pada *fuselage* ditahan oleh *shell* yang diperkuat struktur *frame*, *stringer*, dan *longeron*.

Dalam perawatan pesawat pada struktur yang mengalami kerusakan harus dilakukan *repair* (perbaikan) mengikuti panduan yaitu *SRM (Structural Repair Manual)*. *SRM (Structural Repair Manual)* merupakan panduan *repair* yang dikeluarkan oleh *manufacture* kepada MRO (*Maintenance Repair Overhaul*) atau yang mempunyai wewenang untuk melakukan perbaikan pesawat. Menurut *SRM* sudah ditentukan prosedur dan cara memperbaiki suatu struktur yang mengalami kerusakan. Dalam ketentuan *SRM* tidak dijelaskan kenapa struktur yang mengalami kerusakan harus di *repair* seperti petunjuk yang telah ditetapkan. Sebagai contoh dalam *repair skin*, jarak spasi antara *fastener* mengikuti aturan yang tertentu, begitu juga jarak minimum *fastener* dengan ujung tepi *skin*. Mengenai aturan yang tercantum dalam dokumen tersebut tidak dijelaskan bagaimana cara menganalisisnya, tetapi bila *repair* dilaksanakan sesuai panduan tersebut keamanan struktur akan terjamin.

Boeing 737-400 merupakan pesawat komersil ada juga digunakan untuk pesawat *cargo*. Untuk boeing 737-400 di desain terbang *cealing* dengan

ketinggian 37000 *feet*. (*wikipedia*) Berdasarkan hal tersebut peneliti ingin mengetahui kekuatan struktur *repair* yang telah *direpair* agar peneliti mengetahui seberapa besar struktur *repair* tersebut mampu menahan beban, dan akan diketahui keamanannya pula, dalam hal ini diambil studi kasus struktur Analisis Kekuatan Struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L B.S 440* Menggunakan *Software Catia V5R20* yang mengalami retak sesuai ketentuan SRM.

Berdasarkan latar belakang tersebut penulis selaku mahasiswa Sekolah Tinggi Teknologi Adisucipto dengan ini penulis melakukan penelitian dengan judul "**ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR *EXTERNAL REPAIR SKIN AT STRINGER BETWEEN S-16L AND S-18L STATION 440* MENGGUNAKAN *SOFTWARE CATIA V5R20***".

1.2 Rumusan Masalah

Masalah yang dibahas dalam "Analisis Kekuatan Struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440* Menggunakan *Software Catia V5R20*" adalah :

- a. Bagaimana model struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440* Boeing 737-400 yang mengalami *crack* menggunakan *software* CATIA V5R20?
- b. Berapa nilai tegangan maksimum dan daerah yang memiliki tegangan terbesar serta tegangan pada tiap *Part* struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440* Boeing 737-400?
- c. Berapa *Margin Of Safety* pada tiap *part*?

1.3 Tujuan Penelitian

Ada beberapa tujuan yang mendasari penulisan skripsi ini, adapun tujuan penulisan skripsi ini adalah sebagai berikut:

- a. Dapat memodelkan serta menganalisa stuktur *external repair skin* menggunakan *software* V5R20.

- b. Mengetahui nilai dan daerah yang memiliki tegangan maksimum serta tegangan pada tiap *Part*.
- c. Dapat mengetahui kekuatan struktur dengan cara melakukan analisis static dan menentukan *Margin of Safety* dari masing – masing *part*.

1.4 Batasan Masalah

Luasnya pembahasan tentang “Analisis Kekuatan Struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440* Menggunakan Software *Catia V5R20*” maka pembahasan akan ditekankan pada:

- a. Struktur yang dimodelkan dan dianalisa hanya struktur *external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440* Boeing 737-400 menggunakan software CATIA V5R20
- b. Tidak memasukan faktor kerapatan udara, temperatur, serta berat struktur.
- c. Tekanan yang di ambil pada ketinggian 37.000 *ft*
- d. Perhitungan kekuatan struktur yang dianalisis menggunakan dasar *Margin of Safety*
- e. Perhitungan pembebanan menggunakan beban *internal pressure* dan *tension load*

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang dapat diambil dari penulisan skripsi ini adalah sebagai berikut:

- a. Mampu memodelkan suatu bentuk struktur pesawat terutama pada bagian struktur *repair 35 Detail IV* dengan menggunakan software CATIA V5R20.
- b. Mengetahui nilai dan daerah tegangan maksimum yang terjadi bila sebuah struktur diberikan beban sehingga didapat perbandingan tegangan pada tiap *part* struktur *repair 35 detail IV*.

- c. Mengetahui nilai *Margin of Safety* pada tiap *part external repair skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440 Boeing 737-400*.

1.6 Sistematika Penulisan

Penyusunan Penelitian ini terdiri dari lima bab, dan masing-masing bab terdiri dari sub-bab. Sistematika Penelitian ini adalah sebagai berikut:

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang latar belakang dilakukannya penelitian, tujuan penelitian, batasan masalah, metode pengumpulan data, serta sistematika penulisan.

BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang landasan teori yang digunakan dalam memecahkan permasalahan.

BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini berisi tentang proses pengambilan data yang digunakan dalam menganalisa kekuatan Struktur *skin at Stringer between S-16L and S-18L Station 440 Boeing 737-400*.

BAB IV HASIL ANALISIS DAN PEMBAHASAN

Bab ini berisi tentang hasil dan analisa dari perhitungan menggunakan CATIA V5R20.

BAB V PENUTUP

Bab ini berisi kesimpulan dan saran yang dapat diambil pada pelaksanaan dan penulisan tugas akhir.