

# BAB I PENDAHULUAN

## 1.1 Latar Belakang

Operasional pesawat terbang sipil secara umum memiliki fungsi sebagai moda transportasi bagi khalayak umum untuk berpergian. Pesawat terbang tersusun dari bagian-bagian yang menyatu menjadi satu kesatuan yang kuat, kokoh dan ringan agar dapat beroperasi secara aman. Bagian-bagian yang tersusun dan menjadi satu kesatuan tersebut adalah *airframe* atau rangka utama pesawat terbang yang berfungsi untuk menyanggah dan sebagai poros terpasangnya seluruh bagian beserta komponen pendukung pesawat terbang.

Konstruksi *airframe* pada pesawat terbang sipil secara umum tersusun dari konstruksi *fuselage*, *wing*, dan *tail section*. Konstruksi *airframe fuselage* menjadi konstruksi yang paling utama, karena *fuselage* berfungsi sebagai poros terpasangnya seluruh konstruksi pada pesawat terbang. Selain itu, *fuselage* juga berfungsi sebagai tempat untuk muatan penumpang, awak pesawat, dan kargo. Untuk itu konstruksi *fuselage* harus senantiasa dijaga kondisinya dengan dilakukan inspeksi dan perbaikan jika terdapat *damage*.

Seperti pada pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*, pesawat dari pabrikan Boeing ini senantiasa dilakukan inspeksi dan pemeliharaan sesuai dengan regulasi global oleh operator, agar pesawat terhindar dari *damage* dan tersertifikasi laik terbang (*airworthy*). Salah satu jenis kegiatan pemeliharaan yang dilakukan terhadap pesawat Boeing 737-900 *Extended Range* adalah perlakuan *repair* pada *fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L. *Repair* pada bagian tersebut dilakukan karena ditemukan *damage* yang bisa berupa retakan atau kerusakan jenis lain.

Boeing selaku pihak manufaktur secara resmi mengeluarkan dokumen *Structural Repair Manual* (SRM) yang dapat digunakan sebagai panduan bagi operator untuk menangani *damage* yang terjadi pada struktur rangka (*frame*) pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*. Panduan bagi operator untuk menangani kasus *damage* yang terjadi pada *fuselage skin* dengan *station number* 360-380

di antara *stringer* 6L–7L adalah *Structural Repair Manual* (SRM) Boeing 737-900 *Extended Range part 53* subjek 53-00-01 bagian *repair* 3. Berdasarkan *Structural Repair Manual* (SRM) tersebut, *damage* yang terjadi pada *fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range* harus diberi pelakuan perbaikan (*repair*) berupa pemasangan *skin doubler* atau lembaran pelat baru yang berfungsi untuk menutup potongan *skin* bekas *damage*.

Pemasangan *skin doubler* akan dinyatakan aman jika mengikuti arahan pada *Structural Repair Manual* (SRM), tetapi kekuatan dari *skin doubler* untuk menahan terjadinya kegagalan akibat retakan dengan panjang tertentu yang disebabkan oleh *cyclic loading* belum diketahui secara pasti dalam panduan *Structural Repair Manual* (SRM). Pengulangan secara terus menerus dari pembebanan yang berfluktuasi di bawah nilai *yield strength* material (*cyclic loading*) terhadap *skin doubler* dapat mengurangi kekuatan material secara bertahap (*fatigue*) hingga material tersebut gagal (*fracture*). Selain itu, kegagalan pada kasus ini tidak didahului oleh deformasi plastis yang besar, sehingga lebih sulit untuk mendeteksi awal kegagalan pada struktur material daripada kegagalan yang diakibatkan oleh beban statik.

Kekuatan *skin doubler* untuk menahan terjadinya kegagalan akibat retakan dengan panjang tertentu yang disebabkan oleh *cyclic loading* ini penting untuk diketahui, agar operator dapat mengetahui kapan struktur tersebut lelah yang nantinya dapat menginisiasi terjadinya *crack* akibat pembebanan berulang (*cyclic loading*). Nilai pembebanan berulang dalam kasus ini didapat dari perbedaan tekanan di dalam dan di luar kabin pada ketinggian terbang simulasi. Inisiasi retakan di bawah nilai pembebanan yang sama dapat memunculkan rambat retak hingga ke *fracture* pada struktur uji, jika nilai faktor konsentrasi tegangan di ujung retakan tidak segera dihilangkan atau paling tidak dikurangi. Untuk itu, pada penelitian ini akan dilakukan analisis *crack growth rate* dan jumlah siklus pembebanan yang dibutuhkan untuk memunculkan retakan dengan panjang tertentu (*fatigue cycle*) terhadap struktur *doubler fuselage skin* pesawat Boeing 737-900

*Extended Range* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pada setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi.

Hasil dan metode yang dikembangkan pada penelitian ini dapat digunakan oleh operator pesawat Boeing 737-900 *Extended Range* sebagai referensi dan tinjauan umum untuk melakukan tindakan antisipasi sebelum terjadinya *fatigue crack* hingga ke *final fracture* pada struktur *doubler fuselage skin* pesawat Boeing 737-900 *Extended Range* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L.

## 1.2 Rumusan Masalah

Adapun rumusan masalah berdasarkan latar belakang yang telah dipaparkan pada sub bab sebelumnya adalah sebagai berikut:

1. Bagaimana hubungan nilai *crack growth rate* dengan variasi panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi yang terjadi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*?
2. Bagaimana hubungan nilai *fatigue cycle* dengan variasi panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*?
3. Bagaimana kondisi struktur *doubler* terhadap fenomena *fatigue fracture* selama periode panjang retakan dan nilai pembebanan simulasi yang diberikan?

## 1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Objek penelitian ini adalah struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*.
2. Data objek penelitian yang digunakan didapat dari dokumen *Structural Repair Manual* (SRM) Boeing 737-900 *Extended Range*.

3. Panjang retakan simulasi adalah panjang retakan awal sebesar 8,5 mm dengan *increment* rambatan retak sebesar 8,5 mm hingga panjang retakan akhir sebesar 51 mm.
4. Ketinggian terbang simulasi adalah ketinggian terbang awal sebesar 5000 *feet* dengan *increment* ketinggian terbang sebesar 5000 *feet* hingga ketinggian terbang akhir sebesar 40000 *feet*.
5. Objek penelitian dimodelkan sebagai elemen *shell* dengan idealisasi pelat lurus (*straight shape plate*).
6. Pemodelan objek penelitian dilakukan melalui *software* CATIA V5R21 dan SIMULIA ABAQUS.
7. Jenis pembebanan adalah *axial zero to tension constan amplitude cyclic loading*.
8. Retakan diasumsikan terjadi akibat pembebanan pada mode 1 (*tension*).
9. Jenis retakan adalah *single edge center crack plate tension*.
10. Nilai pembebanan didapat dari perbedaan tekanan di dalam dan di luar kabin *fuselage* pada ketinggian terbang simulasi.
11. *Stress Intensity Factor* (SIF) didapat melalui metode *Modified Virtual Crack Closure Integral* (MVCCI).

#### 1.4 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan yang hendak dicapai melalui penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui hubungan nilai *crack growth rate* dengan variasi panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi yang terjadi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*?
2. Mengetahui hubungan nilai *fatigue cycle* dengan variasi panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*?

3. Mengetahui kondisi struktur *doubler* terhadap fenomena *fatigue fracture* selama periode panjang retakan dan nilai pembebanan simulasi yang diberikan.

## 1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang didapat melalui penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Bagi operator pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*
  - a. Hasil dan metode yang dikembangkan pada penelitian ini dapat digunakan sebagai referensi dan tinjauan umum terkait dengan siklus lelah dan laju rambat retak akibat pembebanan berulang pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360 – 380 di antara *stringer* 6L – 7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*.
2. Bagi Akademik
  - a. Metode dan hasil penelitian dapat digunakan sebagai referensi dalam melakukan *advance research* di masa mendatang.
3. Bagi Penulis
  - a. Sebagai dasar penulis dalam menerapkan teori-teori yang diterima di bangku kuliah.
  - b. Dapat mengetahui nilai *crack growth rate* di setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi yang terjadi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360 – 380 di antara *stringer* 6L – 7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*.
  - c. Dapat mengetahui siklus lelah di setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi yang terjadi akibat *cyclic loading* pada struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360 – 380 di antara *stringer* 6L – 7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*.
  - d. Dapat mengetahui kondisi struktur *doubler* terhadap fenomena *fatigue fracture* selama periode panjang retakan dan nilai pembebanan simulasi yang diberikan.

## 1.6 Sistematika Penyusunan

Adapun sistematika penyusunan laporan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

### **BAB I PENDAHULUAN**

Bab ini menjelaskan tentang latar belakang yang berisi alasan penting penulis mengapa penelitian ini harus dilakukan. Selain itu pada bab ini juga dirumuskan apa saja masalah yang ingin diselesaikan oleh penulis melalui penelitian ini, sehingga rumusan masalah tersebut juga ditetapkan menjadi tujuan penelitian yang ingin dicapai penulis. Selanjutnya pada bab ini penulis juga menetapkan batasan-batasan masalah yang ingin diselesaikan melalui penelitian ini, agar esensi penelitian dapat tersampaikan dengan jelas dan tidak melebar ke permasalahan lain. Sistematika penulisan laporan penelitian yang berisi penjelasan inti dari setiap bab juga dipaparkan pada bab ini.

### **BAB II TINJAUAN PUSTAKA**

Bab ini berisikan kajian pustaka yang menjelaskan beberapa penelitian terdahulu terkait dengan penelitian penulis yang digunakan sebagai referensi utama. Pada bab ini juga dijelaskan landasan teori tentang retakan pada material akibat *fatigue* yang menjadi acuan dasar untuk diterapkan pada kasus penelitian penulis.

### **BAB III METODOLOGI PENELITIAN**

Pada bab ini dijelaskan secara spesifik objek penelitian yang dianalisis berupa struktur *doubler fuselage skin* dengan *station number* 360-380 di antara *stringer* 6L-7L pesawat Boeing 737-900 *Extended Range*. Bab ini juga menjelaskan *software-software* yang digunakan untuk kebutuhan analisis dan penyusunan laporan penelitian seperti *software* CATIA V5R21, SIMULIA ABAQUS, Microsoft Excel, dan Microsoft Word. Metode yang digunakan untuk mendapatkan data untuk kebutuhan penelitian, jadwal penelitian yang berisikan waktu dan jenis kegiatan, dan alur teknis penelitian beserta penjelasan di setiap kegiatan yang salah satunya adalah tahapan analisis hingga mendapatkan hasil penelitian juga dijelaskan pada bab ini.

### **BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN**

Pada bab ini diuraikan hasil penelitian yang mencakup hasil pemodelan struktur *doubler*, hasil nilai pembebanan yang akan diterapkan pada simulasi pembebanan, hasil proses *meshing*, dan hasil simulasi mekanika retakan atau nilai *crack growth rate* dan *fatigue cycle* di setiap panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi. Pada bab ini juga dijelaskan bagaimana hubungan antara nilai *crack growth rate* dan *fatigue cycle* terhadap variasi panjang retakan dan ketinggian terbang simulasi.

## **BAB V PENUTUP**

Bab ini berisikan kesimpulan yang menyimpulkan pencapaian atau hasil yang didapat pada penelitian ini sesuai dengan tujuan penelitian. Pada bab ini juga diuraikan saran bagi pembaca oleh penulis selama melakukan penelitian ini, yang mana saran tersebut didasarkan dari pengalaman dan kendala penulis selama melakukan penelitian.