

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1. Latar belakang

Pesawat terbang merupakan gabungan dari berbagai macam komponen yang bekerja saling mendukung dan terpadu sehingga berfungsi sebagai mana mestinya. Banyak hal yang harus diperhatikan oleh seorang perancang dalam perancangan komponen pesawat terbang, hal tersebut antara lain komponen sesuai fungsi, keamanan, ekonomis, dan berdimensi optimum. Komponen-komponen dari pesawat terbang merupakan bagian kritical dan sangat membutuhkan katahanan kerja yang baik untuk menjaga keamanan (*safety*) dari pesawat terbang atau media transportasi udara yang lain (NASA *Technical*, 1996).

Paduan aluminium merupakan material utama yang saat ini digunakan industri pesawat terbang komersial. Aluminium dipilih karena memiliki sifat ringan dan kekuatannya dapat dibentuk dengan cara dipadu dengan unsur lain. Awalnya paduan aluminium dikembangkan dengan tujuan mendapatkan material yang kuat dan ringan. Namun, seiring dengan berkembangnya kebutuhan struktur pesawat udara komersial dengan ukuran yang semakin besar, material yang dibutuhkan tidak hanya kuat dan ringan saja. Paduan aluminium dikembangkan untuk mendapatkan material yang kuat, ringan, usia pakai yang lama, biaya produksi rendah, toleransi kegagalan tinggi, dan tahanan korosi yang baik (ASM *Metal Handbook*, 1996)

Dalam aspek desain kegagalan material merupakan hal yang ditakuti dan harus dicegah. Dengan terjadinya kegagalan pada suatu konstruksi maka dapat menyebabkan banyak kerugian yang terjadi. Dalam kegagalan dapat terdiri dua hal, yaitu kegagalan statis dan kegagalan dinamis. Kegagalan statis merupakan kegagalan yang disebabkan oleh beban statis yang bekerja pada suatu desain atau konstruksi, sedangkan kegagalan dinamis merupakan kegagalan yang disebabkan oleh beban dinamis atau beban yang berulang yang bekerja pada suatu desain atau konstruksi (Richard G. Budyans, 2011).

Kelelahan pada *fuselage* masih sulit dideteksi dengan keterbatasan perkakas. Titik rawan kelelahan ini biasanya pada sambungan antara sayap dan badan pesawat terbang atau antara sayap dan dudukan mesin. Elemen inilah yang mengalami guncangan keras dan terus-menerus, baik ketika tubuhnya lepas landas maupun mendarat. Ketika lepas landas, sambungannya menerima tekanan udara (*uplift*) yang besar. Ketika menyentuh landasan, bagian ini pula yang menanggung empasan tubuh pesawat. Kelelahan logam pun terjadi, dan itu awal dari keretakan (*crack*). Titik rambat, terkadang dimulai dari ukuran yang sangat kecil itu terus merambat. Semakin hari kian memanjang dan bercabang-cabang. Kalau tidak terdeteksi, taruhannya mahal, karena sayap bisa sontak patah saat pesawat tinggal landas (Ristekdikti, 2017)

Metode elemen hingga merupakan prosedur numerik yang dapat diterapkan untuk memperoleh solusi dari berbagai macam masalah dibidang keteknikan (Saeed Moaveni, 1999). Dengan kata lain metode elemen hingga merupakan pendekatan numerik yang digunakan untuk memperoleh solusi dari suatu permasalahan teknik. Metode elemen hingga umumnya dikenal dengan analisis elemen hingga (*Fenite Element Analysis*). Ansys merupakan software elemen hingga yang memiliki kemampuan untuk komputasi *Multyphysics* (*Mechanical, Thermal, Fluid dan Electromagnetics*) baik linear mau pun non linear. Untuk mechanical terdiri analisis struktur statis dan dinamik (*Transient, harmonic, Spectrum dan lainnya*).

ANSYS banyak digunakan dalam modeling pada pesawat terbang, beberapa penelitian sebelumnya seperti dilakukan oleh Ives (2017) menggunakan ANSYS Fluent untuk menganalisa aliran udara disekitar sayap dengan kecepatan berbeda, Ahmad Sufian Abdullah (2014) melakukan penelitian tentang *Crash simulation* pada *fuselage* dengan metode FLMS, R.M. Frizzell (2012) melakukan simulasi kerusakan pada FLMS dengan model 3D yang mengatakan bahwa sensitifitas mesh sangat perlu untuk implemenitasi dalam menaikkan kerusakan pada model sehingga titik kerusakan dan perambatan yang terjadi akan terlihat, Ihsan Yassir Amry (2015) melakukan penelitian di bagian *Trolley* dan *Landing* pada pesawat dengan menggunakan metode elemen hingga dan melakukan proses analisis kontruksi secara komputasi, Wajan Berata (2008) melakukan penelitian tentang laju

perambatan pada plat Aluminium dengan melakukan pengujian dengan lubang terbuka diameter konstan.

Penelitian sebelumnya yang telah dilakukan oleh Ahmad Sufian Abdullah (2014), R.M Frizzell (2012) dan Ihsan Yassir Amry (2015) menggunakan FLM dengan material 2024 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg*, sedangkan Wajan Berata (2008) menggunakan logam Alumunium dengan jenis berbeda. Material *fuselage* pesawat terbang juga terbuat dari FLMs dengan penggabungan alumunium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg*, belum ada penelitian tentang keretakan fatik menggunakan material ini. Karena itu pada penelitian ini digunakan material alumunium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* sebagai material yang akan dianalisa. Analisa yang akan dilakukan adalah pada *fuselage* karena pada bagian ini dianggap paling beresiko terjadinya patah fatik.

## 1.2. Rumusan Masalah

Berdasarkan hal tersebut maka rumusan masalah pada penelitian ini adalah :

1. Bagaimana pengaruh beban dinamis pada material Laminate antara alumunium 7075-T6 dengan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* ?
2. Berapa *Alternating stress* yang berkerja ?
3. Bagaimana mekanisme perambatan retak fatik ?
4. Bagaimana menentukan umur dari material ?

## 1.3. Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah :

1. Mengetahui beban dinamis yang dapat diterima *fuselage* yang terbuat dari laminate alumunium 7075-T6 dengan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* dengan menggunakan metode elemen hingga.
2. Mendapatkan *alternating stress* ( $\sigma_a$ ) akibat variasi pembebanan
3. Mengetahui mekanisme retak fatik
4. Mengetahui siklus umur beban dinamis

#### 1.4. Batasan Masalah

Masalah yg dibahas dalam penelitian ini dibatasi oleh beberapa hal sebagai berikut:

1. Variasi beban yg di teliti 1, 4, 6, dan 8 ton
2. *Software* yang digunakan menggunakan *ANSYS Workbench*.
3. Pengaruh temperatur tidak diteliti lebih lanjut di dalam penelitian ini.
4. Material yang digunakan adalah *Laminate Aluminum Alloy 7075-T6* dengan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg*.
5. Material laminate yang dianalisa terdiri dari 11 lapisan yaitu 4 lapisan *Aluminum Alloy 7075-T6* dan 7 lapisan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg*.
6. Elemen dan *Nodes* meshing yang dipakai hanya antara 100 ribu – 1 juta.
7. Pada penelitian ini tidak meneliti bentuk material tetapi hanya pada *Material properties* nya saja.

#### 1.5. Manfaat Penelitian

Manfaat penelitian ini yaitu untuk mengetahui kemampuan dari material *fuselage* yang merupakan penggambungan (lapisan) 2 material yaitu Laminate antara alumunium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg* dengan menggunakan simulasi elemen hingga sehingga bisa dijadikan referensi untuk penelitian selanjutnya.

#### 1.6. Metode Penulisan

Metode penulisan yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah :

1. Tahap persiapan, mempersiapkan hal-hal yang diperlukan untuk awal tugas akhir dan pengenalan materi secara umum.
2. Studi literatur, mengumpulkan dasar teori dari buku-buku pegangan kuliah, pedoman dan jurnal yang mengenai hal yang berhubungan tugas ini.
3. Diskusi, melakukan diskusi dengan pembimbing tugas akhir ini.

### 1.7. Sistematika Penulisan

Untuk memperoleh gambaran secara umum tentang analisa ini, penulis melengkapi penguraiannya sebagai berikut :

- BAB I**           Pendahuluan  
berisi tentang latar belakang, alasan pemilihan judul, rumusan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian, metode penulisan dan sistematika penulisan.
- BAB II**           Tinjauan Pustaka  
Berisikan tentang teori-teori pesawat terbang, material, gaya dan tekanan yang berhubungan dengan penelitian ini.
- BAB III**          Metodologi  
Bab ini berisikan tentang uraian dan tahap penyelesaian masalah yang dilakukan dalam penelitian, seperti tahapan indentifikasi permasalahan.
- BAB IV**          Hasil dan Pembahasan  
Bab ini berisikan tentang realisasi dari metodologi berupa hasil indentifikasi permasalahan.
- BAB V**          Kesimpulan dan Saran  
Bab ini berisikan kesimpulan yang diperoleh dari indentifikasi permasalahan, serta saran yang berupa usulan-usulan baik terhadap penelitian lanjutan maupun pengembangan penelitian nantinya.

DAFTAR PUSTAKA

LAMPIRAN