



## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Di masa ini perkembangan teknologi kedirgantaraan semakin maju, kemajuan pada bidang kedirgantaraan memunculkan ide-ide baru dalam memanfaatkan kemajuan tersebut khususnya pada perkembangan pesawat *UAV (Unmanned Aerial Vehicle)*.

*UAV (Unmanned Aerial Vehicle)* merupakan mesin terbang yang berfungsi dengan dikendalikan secara jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya, pesawat *UAV* juga mampu membawa muatan baik itu senjata maupun muatan lainnya. Salah satu jenis teknologi *UAV* yang sudah dikembangkan di Indonesia yaitu disebut dengan pesawat PUNA (Pesawat Udara Nir Awak). PUNA membuat banyak ide-ide baru agar bisa digunakan sebagai alat untuk memudahkan penggunaannya dalam berbagai hal.

Pesawat PUNA yang sudah dikembangkan di Indonesia seperti PUNA gagak, PUNA sriti dan salah satunya PUNA AD-01 yang sudah dibuat oleh mahasiswa STTA. Pada saat ini PUNA banyak digunakan oleh pihak militer dan perusahaan-perusahaan di Indonesia, keunggulan yang diambil dari pemanfaatan PUNA adalah terbang tanpa membawa awak didalam pesawat. Salah satu pemanfaatan PUNA yang paling banyak adalah untuk pemantauan suatu wilayah atau suatu daerah tertentu.

Sebelumnya pesawat PUNA AD-01 ini telah dibahas dalam skripsi mahasiswa STTA bernama Jayent Hula Samosir dengan judul “Perancangan Awal Pesawat Puna AD-01”, Ahmad Alfin dengan judul “Proses Manufaktur Struktur Pesawat PUNA AD-01”, Ari Rizki Septian dengan judul “Analisis Avionic System Pesawat *UAV* PUNA AD-01”. Oleh karena itu penelitian yang akan dibahas kali ini merupakan kelanjutan dari skripsi yang sudah dibuat sebelumnya yaitu dengan judul “ Perbandingan Kekuatan Struktur Komposit *Laminate* Dengan Kekuatan Struktur Komposit *Sandwich* Pada *Fuselage* PUNA AD-01”.

## 1.2 Rumusan Masalah

Dari uraian latar belakang diatas maka didapat rumusan masalah sebagai berikut :

1. Bagaimana proses analisis struktur komposit *laminat* dengan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 yang dilakukan menggunakan *software Abaqus CAE* ?
2. Perbandingan tegangan maksimum berdasarkan nilai tegangan maksimum  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$  dan *Von misses* yang terjadi pada struktur komposit *laminat* dan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 pada saat beroperasi ?
3. Bagaimana kekuatan struktur komposit *laminat* dan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 berdasarkan nilai perbandingan tegangan maksimum antara nilai x, y, s dan  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$  dan *Margin Of Safety* ?

## 1.3 Tujuan penelitian

Adapun tujuan yang ingin dicapai dari penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Untuk mengetahui proses analisis struktur komposit *laminat* dan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 yang dilakukan menggunakan *software Abaqus CAE*.
2. Untuk mengetahui perbandingan tegangan maksimum berdasarkan nilai tegangan maksimum  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$  dan *Von misses* yang terjadi pada struktur komposit *laminat* dan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 pada saat beroperasi.
3. Untuk mengetahui kekuatan struktur komposit *laminat* dan struktur komposit *sandwich* pada *fuselage* PUNA AD-01 berdasarkan nilai perbandingan tegangan maksimum antara nilai x, y, s dan  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $\tau_{12}$  dan *Margin Of Safety*.

#### 1.4 Batasan Masalah

Mengingat luasnya pembahasan, maka pada penulisan skripsi ini dilakukan pembatasan masalah sebagai berikut :

1. Pesawat yang digunakan adalah PUNA AD-01.
2. Analisis hanya dilakukan pada struktur *fuselage*.
3. *Software* yang digunakan adalah *Abaqus CAE*.
4. material yang digunakan adalah komposit dari serat *fiberglass* dengan jenis serat *woven roving*.
5. Beban yang digunakan dalam analisis ini hanya menggunakan beban *weight* (MTOW x n) dan gaya *lift* pada saat kondisi *cruise*.
6. *Core* yang digunakan pada komposit *sandwich* dalam analisis ini adalah *polyfoam*.
7. *Load factor* (n) yang digunakan adalah 3.
8. Penentuan kekuatan struktur pada komposit berdasarkan nilai perbandingan antara nilai tegangan maksimum hasil analisis dan nilai tegangan maksimum pada *material properties*, kekuatan struktur pada *core* pada komposit *sandwich* ditentukan berdasarkan nilai *margin of safety*.

#### 1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang didapat dari penelitian yang berjudul Perbandingan Kekuatan Struktur *Fuselage* Pesawat PUNA AD-01 ini adalah sebagai berikut :

1. Manfaat Teoritis  
Tugas akhir ini dapat memberikan manfaat secara teoritis, dapat berguna sebagai tambahan ilmu bagi dunia pendidikan, khususnya dibidang teknik dirgantara.
2. Manfaat Praktis
  - a. Bagi Institusi  
Dapat menambah referensi yang ada dipergustakaan Sekolah Tinggi Teknologi Adisudjipto (STTA) Yogyakarta.
  - b. Manfaat Praktis

Hasil tulisan dapat digunakan sebagai referensi dan acuan dalam menyusun tugas akhir serta menambah ilmu bagi penulis dan mendapat wawasan dalam hal yang berkaitan dengan kekuatan bahan komposit yang ada pada struktur *fuselage* PUNA AD-01.

## 1.6 Sistematika Penelitian

Untuk memahami dan mengerti tentang laporan tugas akhir ini penulis menggunakan sistematika sebagai berikut :

### **BAB I PENDAHULUAN**

Pada bab ini akan dibahas sekilas tentang latar belakang pengambilan topik skripsi, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan dan manfaat dari pembahasan skripsi, serta sistematika yang digunakan dalam penyusunan skripsi/tugas akhir ini.

### **BAB II TINJAUAN PUSTAKA**

Pada bab ini berisi tentang referensi penelitian terdahulu yang membahas tentang pesawat PUNA AD-01 serta teori-teori dasar yang digunakan untuk memecahkan masalah yang dibahas dalam skripsi atau tugas akhir ini.

### **BAB III METODOLOGI PENELITIAN**

Pada bab ini berisi tentang proses analisis kekuatan struktur komposit *laminat* dan *sandwich* menggunakan *software Abaqus CAE*, langkah-langkah ini menjadi pedoman untuk analisis hasil yang akan diuraikan pada proses pembahasan.

### **BAB IV ANALISIS DAN PEMBAHASAN**

Pada bab ini berisi tentang perbandingan tegangan maksimum yang terjadi pada struktur *fuselage*, proses perhitungan dengan membandingkan tegangan maksimum hasil analisis dengan tegangan pada *properties* pada material *fiberglass* dan *Margin Of Safety* untuk material *foam* dan pembahasan hasil akhir dari penelitian ini.

## **BAB V KESIMPULAN DAN SARAN**

Pada bab ini berisi tentang kesimpulan dari hasil pembahasan serta saran-saran dari penulis.