

# DESAIN INTERNAL STRUKTUR DAN ANALISIS STATIK STRUKTUR PESAWAT UAV CARGO-X

Yosef Surya Atmaja  
Nim : 14050003

## ABSTRAK

*Seiring perkembangan zaman yang kian maju, kebutuhan manusia akan teknologi semakin bertambah. Begitu pula dalam dunia penerbangan yang semakin meningkatkan teknologi yang canggih untuk dapat mempermudah manusia dalam mencapai tujuan tertentu, bukan hanya terbatas dalam misi transportasi manusia, namun juga misi transportasi untuk barang. Harapannya pesawat cargo UAV dapat dimanfaatkan dalam berbagai bidang khususnya dalam hal pengangkutan barang yang cepat dengan estimasi biaya yang murah. Melihat dari misinya, maka dalam pembuatan pesawat cargo UAV dibutuhkan suatu desain internal struktur dan analisis struktur untuk mengetahui nilai Tegangan dan Deformasi Maksimum yang terjadi sebagai indikator dari kekuatan dan ketahanan struktur, sehingga pesawat dapat terbang dengan maksimal tanpa terjadi suatu kegagalan.*

*Proses desain internal struktur meliputi penentuan jenis material yang akan digunakan dalam struktur, serta menentukan geometri dan konfigurasi struktur terhadap bagian-bagian pesawat yang hendak dianalisis. Kemudian proses pengujian struktur dilakukan dengan membuat pemodelan struktur terlebih dahulu menggunakan software CATIA. Pemodelan ini meliputi bagian sayap, badan dan ekor pesawat. Struktur pada setiap bagian pesawat tersebut dianalisis kekuatannya dengan menggunakan software ANSYS untuk melihat nilai dari distribusi Tegangan Maksimum dan Deformasi Maksimum yang terjadi pada saat diberikan pembebanan dengan load factor 3. Nilai Margin of Safety dari hasil analisis struktur yang bernilai positif artinya adalah struktur tersebut aman.*

*Hasil dari pengujian struktur pesawat menunjukkan bahwa distribusi Tegangan Maksimum terbesar terjadi pada bagian wing, tepatnya di daerah root wing dengan nilai 174.72 MPa, sedangkan untuk bagian Fuselage nilainya adalah  $6.3808 \times 10^{-2}$  MPa, dan pada bagian Tail nilainya adalah 0.85493 MPa. Deformasi Maksimum yang terjadi pada struktur pesawat bagian wing adalah 32.813mm, sedangkan pada bagian Fuselage adalah  $7.8233 \times 10^{-3}$  mm, dan pada bagian Tail adalah  $5.783 \times 10^{-2}$  mm. Nilai Margin of Safety pada bagian Wing diperoleh sebesar 4.1568, sedangkan pada bagian Fuselage sebesar 207.4378, dan pada bagian Tail adalah 1052.8874. Hasil ini menunjukkan bahwa struktur pesawat cargo UAV secara keseluruhan masih aman.*

*Kata Kunci : Desain Internal, Analisis Struktur, Pesawat UAV Cargo.*

# INTERNAL STRUCTURE DESIGN AND STATIC ANALYSIS OF UAV CARGO-X AIRCRAFT STRUCTURE

Yosef Surya Atmaja  
Nim : 14050003

## ABSTRACT

*In line with the rapid progress of modernization, human's need of technology is growing. It goes along with Aviation which always expands their sophisticated technology to help humans achieve their goals; not only for the purpose of human's transportation, but also for goods delivery. UAV cargo plane is expected to be beneficial in many sectors, especially in producing a faster, low-cost, and efficient goods delivery. According to the mission, designing UAV cargo plane requires a specific internal aircraft frame design and analysis; to be able to measure its Equivalent Stress and its Maximum Deformation as the indicator of the aircraft frame's strength and endurance. Indeed, it is important to ensure the UAV cargo plane could fly with maximum quality without failure.*

*The process of designing internal aircraft frame includes choosing the right material and determining both geometrical and configuration of the aircraft parts which later will be analyzed. Then, the aircraft frame testing process is done by creating aero-modeling using CATIA software. The aero-modeling is done for wing section, fuselage, and empennage. Each part is analyzed using ANSYS software to measure the value of Maximum Equivalent Stress and Maximum Deformation while loaded, with the load factor of 3. When the Margin of Safety result of the analysis is positive, then the aircraft frame is considered safe.*

*The result of the aircraft frame testing indicates that the biggest distribution of Maximum Equivalent Stress happens on the wing section, specifically at the root wing with the value of 174.72 MPa. While on the fuselage, the value is  $6.3808 \times 10^{-2}$  MPa. As for the empennage, the value is 0.85493 MPa. Maximum Deformation happens on the wing section is 4.1568, on the fuselage is 207.4378, while on the empennage is 1052.8874. Both results indicate that, in general, the aircraft frame for UAV cargo plane is safe.*

*Keywords: Internal Design, Aircraft Frame Analysis, UAV Cargo Plane.*