

# **ANALISA VARIASI PEMBEBANAN DINAMIKA PADA BODI PESAWAT TERBANG DENGAN SIMULASI ANSYS 18.1**

*T.M. Andi Nurisa<sup>1\*</sup>, Kurnia Hastuti<sup>2</sup>. Syawaldi<sup>3</sup>.*

*Email : Andynurisa1@gmail.com*

Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Islam Riau  
Jl. Kaharudin Nasution Km 11 No.113 Perhentian Marpoyan, Pekanbaru  
Telp. 0761-674653 Fax. (0761) 674834

## **ABSTRAK**

*Fuselage* merupakan struktur pesawat dimana sebagai ruang penumpang dan juga barang. *Fuselage* mengalami pembebahan pada saat pesawat *take off*, *maneuver*, dan *landing*. Salah satu pembebahan pada *fuselage* adalah tekanan kabin. penggunaan metode FLMs (*Fibre Metal Laminates*) yang digunakan untuk menahan jalur perambatan retak yang terjadi akibat beban, sehingga beban akan terjadi pada komposit dan merambat ke alumunium secara signifikan retakan yang terjadi pada komposit akan mengurangi dampak pada alumunium.

Penelitian ini bertujuan untuk mendapatkan *life cycle*, *equivalent alternating stress*, *safety factor*, dan *fatigue sensitivity* untuk beban variasi yaitu 1000 kg, 4000 kg, 6000 kg dan 8000 kg. Variasi beban yang diperoleh diambil berdasarkan persamaan *hoop stress* yaitu 8359,5 kg. Penelitian ini menggunakan *software Autodesk Inventor* dan *ANSYS workbench* 18.1. dimana permodelan dibuat pada *Autodesk Inventor* dan simulasi dilakukan dengan *software ANSYS* 18.1. model dibuat menggunakan metode FLMs dengan 11 lapisan material Alumunium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven* kemudian beban divariasikan.

Hasil penelitian menunjukkan bahwa *life cycle* berkurang dengan bertambahnya beban. Sehingga dengan metode FLMs untuk Alumunium 7075-T6 dan *Composite Epoxy Carbon Woven Preperg*, umur fatik yang aman didapat  $8.341 \times 10^4$  *cycle* dengan *alternating stress* 262.6 MPa pada beban 6000 kg pada beban 6000 kg grafik *fatigue sensitivity* masih menunjukkan *cycle*  $10^4$  pada beban 100%.

**Kata kunci :** *Fatigue*, FLMs, Metode Elemen Hingga

<sup>(1)</sup> Peneliti

<sup>(2)</sup> Pembimbing I

<sup>(3)</sup> Pembimbing II

# VARIATION ANALYSIS DYNAMIC LOAD IN AIRCRAFT BODY WITH SIMULATION ANSYS 18.1

*T.M. Andi Nurisa<sup>1\*</sup>, Kurnia Hastuti<sup>2</sup>. Syawaldi<sup>3</sup>.*

*Email : Andynurisa1@gmail.com*

Program Studi Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Islam Riau  
Jl. Kaharudin Nasution Km 11 No.113 Perhentian Marpoyan, Pekanbaru  
Telp. 0761-674653 Fax. (0761) 674834

Fuselage is an aircraft structure where as a passenger room and also goods. Fuselage experienced loading when the plane took off, maneuvering and landing. One of the loading on fuselage is cabin pressure. the use of FLMs (Fiber Metal Laminates) method which is used to hold the crack propagation path that occurs due to the load, so that the load will occur on the composite and propagate to aluminum significantly cracks that occur in the composite will reduce the impact on aluminum.

This study aims to obtain a life cycle, equivalent alternating stress, safety factor, and fatigue sensitivity for variation loads, namely 1000 kg, 4000 kg, 6000 kg and 8000 kg. The load variations obtained were taken based on the hoop stress equation which is 8359.5 kg. This study uses the Autodesk Inventor software and ANSYS workbench 18.1. where modeling is made on Autodesk Inventor and simulations are carried out with ANSYS 18.1 software. the model was made using FLMs method with 11 layers of 7075-T6 Aluminum material and Composite Epoxy Carbon Woven then the load was varied.

The results show that the life cycle decreases with increasing load. So that by FLMs method for Aluminum 7075-T6 and Composite Epoxy Carbon Woven Preperg, safe fatigue life is obtained  $8,4141 \times 10^4$  cycle with alternating stress 262.6 MPa at 6000 kg load at 6000 kg, fatigue sensitivity still shows cycle  $10^4$  at 100% load.

Keywords: Fatigue, FLMs, Finite Element Method

<sup>(1)</sup> Researchers

<sup>(2)</sup> Advisor I

<sup>(3)</sup> Advisor II