

PERBANDINGAN KEKUATAN STRUKTUR KOMPOSIT *LAMINATE* DENGAN STRUKTUR KOMPOSIT *SANDWICH* PADA *FUSELAGE* PESAWAT PUNA AD-01

Oleh :

Mohammad Tanwirul Anhar
15050030

ABSTRAK

PUNA AD-01 merupakan pengembangan dari PUNA yang memiliki misi untuk pemantauan suatu wilayah dan survey lahan dibidang pertanian. Salah satu bagian penting dari PUNA AD-01 adalah fuselage dimana bagian ini merupakan tempat menempelnya wing, tail dan engine, untuk bagian fuselage menggunakan struktur komposit laminate dan sandwich dengan foam sebagai core dan fibergilas sebagai layer. karena misi dari PUNA AD-01 tersebut menyebabkan struktur pada fuselage PUNA AD-01 ini harus kuat, sehingga perlu adanya pertimbangan dalam penggunaan jenis komposit yang digunakan pada fuselage ini. Maka pada penelitian ini membahas analisis kekuatan struktur komposit sandwich dan struktur komposit laminate pada fuselage PUNA AD-01 dengan dua pembebanan yaitu weight dan lift.

Proses analisis tegangan pada fuselage PUNA AD-01 menggunakan software simulia Abaqus. Analisis ini dilakukan dengan memberikan pembebanan saat kondisi cruise untuk gaya lift dan beban weight. Dari hasil analisis tersebut akan diketahui tegangan maksimum yang terjadi yang nantinya akan digunakan untuk menghitung kekuatan struktur dan margin of safety. Sehingga dapat diketahui apakah struktur tersebut aman atau tidak.

Setelah dilakukan analisis terhadap struktur fuselage pesawat PUNA AD-01 maka diperoleh tegangan maksimum berdasarkan nilai tegangan σ_1 , σ_2 , τ_{12} dan Von misses, maka diperoleh nilai tegangan maksimum terbesar pada komposit laminate dengan nilai tegangan maksimum terbesar diperoleh pada lamina 6 (90°) pada σ_1 beban weight dengan nilai tegangan sebesar $1,397 \times 10^8$ N/m² dan nilai terkecil diperoleh pada lamina 4 (90°) pada σ_2 gaya lift dengan nilai tegangan sebesar $5,673 \times 10^3$ N/m², sedangkan untuk komposit sandwich dengan nilai tegangan maksimum terbesar diperoleh pada lamina 4 (0°) pada τ_{12} beban weight dengan nilai tegangan sebesar $5,722 \times 10^9$ N/m² dan nilai terkecil diperoleh pada lamina 3 (core) pada nilai Von misses gaya lift dengan nilai tegangan sebesar $6,607 \times 10^2$ N/m². Setelah dilakukan analisis terhadap struktur fuselage pesawat PUNA AD-01 maka dapat disimpulkan bahwa struktur komposit sandwich dan struktur komposit laminate dikatakan aman berdasarkan nilai kekuatan struktur yang diperoleh.

Kata Kunci : PUNA, Simulia Abaqus, Analisis Kekuatan Struktur

**THE COMPARISON OF LAMINATE COMPOSITE STRUCTURE
STRENGTH WITH SANDWICH COMPOSITE STRUCTURE ON
PUNA AD-01 AIRCRAFT FUSELAGE**

By:

**Mohammad Tanwirul Anhar
15050030**

ABSTRACT

PUNA AD-01 is a development of PUNA which has a mission to monitor an area and survey land in agriculture. One of the important parts of the PUNA AD-01 is the fuselage where this part is where the wings, tail, and engine are attached, for the fuselage part uses a laminate and sandwich composite structure with foam as the core and fiberglass as the layer. It's because the mission of the PUNA AD-01 causes the structure of the PUNA AD-01 fuselage to be strong, so there is a need for consideration in the use of the type of composite used in this fuselage. This study discusses the analysis of the comparison of laminate composite structure strength with sandwich composite structure on PUNA-01 aircraft fuselage with two loadings, namely weight and lift.

The stress analysis process on the PUNA AD-01 fuselage uses the Simulia Abaqus software. This analysis has carried out by providing loading during cruise conditions for lift loads. From the results of the analysis, it showed that the maximum stress that occurs will later be used to calculate the strength of the structure and the margin of safety. So it can be known whether the structure is safe or not.

After analyzing the fuselage structure of the PUNA AD-01 aircraft, the maximum stress was obtained based on the stress values σ_1 , σ_2 , τ_{12} and Von misses, then the largest maximum stress value was obtained in the laminate composite with the largest maximum stress value obtained at lamina 6 (90°) at σ_1 load weight with a stress value of $1,397 \times 10^8$ N/m² and the smallest value has obtained at lamina 4 (90°) at σ_2 lift force with a stress value of $5,673 \times 10^3$ N/m², while for sandwich composites with the largest maximum stress value has obtained in lamina 4 (0°) at τ_{12} loads weight with a stress value of $5,722 \times 10^9$ N/m² and the smallest value has obtained in lamina 3 (core) at the value of Von missess the lift force with a stress value of $6,607 \times 10^2$ N/m². After analyzing the fuselage structure of the PUNA AD-01 aircraft, it can be concluded that the sandwich composite structure and the laminate composite structure are safe based on the structural strength values obtained

Keywords : *PUNA, Simulia Abaqus, Strength Structure Analys*