

LAPORAN PENELITIAN

OPTIMALISASI UPPER PANEL WING BOX PADA STRUKTUR PESAWAT N250 BERDASARKAN PADA PERUBAHAN SKIN STRINGGER



Oleh :

Suzanna, ST., M.Si.

Dilaksanakan Atas Biaya Pribadi

FAKULTAS TEKNOLOGI KEDIRGANTARAAN
UNIVERSITAS SURYADARMA

2019



LAPORAN PENELITIAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KEDIRGANTARAAN UNSURYA
TA. 2019-2020

- I. JUDUL PENELITIAN** : OPTIMALISASI UPPER PANEL WING BOX PADA STRUKTUR PESAWAT N250 BERDASARKAN PADA PERUBAHAN SKIN STRINGGER
- II. PENELITI**
- | | |
|--------------------|----------------------|
| Nama | : Suzanna, ST., M.Si |
| NIDN | : 0331125502 |
| Jabatan Fungsional | : Lektor |
| Bidang Keahlian | : Mekanika |
- III. Tempat Penelitian** : Laboratorium Fisika dan Material Unsurya.
- IV. Waktu Penelitian** : 6 (Enam) Bulan
Dari September 2019 - Januari 2020
- V. Dana Penelitian** : Rp. 4.000.000,-
(Empat Juta Rupiah)

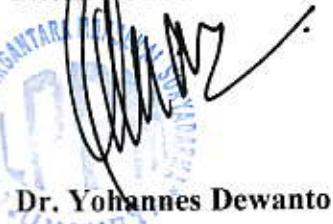
Mengetahui,

Dekan FTK



Disetujui Oleh :

Ketua APPM



Jakarta Februari 2020

Peneliti



Suzanna, ST., M.Si



Dr. Potter Gultom, SH., MM
Marsekal Muda TNI (Purn)

ABSTRAKSI

Ketepatan perhitungan dalam rancangan pesawat, serta keselamatan mempengaruhi kualitas dan kuantitas dari pesawat terbang sehingga dapat memenuhi persyaratan standart Internasional.

Dalam penelitian ini dilakukan perhitungan untuk optimalisasi upper panel wing box pada struktur pesawat N-250 berdasarkan perubahan skin dan stringer. Upper panel wing box menggunakan bentuk skin-stringer, unflanged stiffener panel/integrally stiffener panel didapatkan kekuatan statik terhadap compression, dengan melakukan perubahan jarak antara stringer dan ketebalan skin.

Penggunaan bentuk skin-stringer unflange stiffener memiliki bentuk yang sederhana dan biaya fabrikasi relatif rendah dibanding dengan riveted panel. Serta memperbaiki performa melalui exterior yang halus dengan berkurangnya sambungan dan memberikan hambatan buckling yang rendah.

Dengan mengoptimalkan perubahan skin-stringer pada upper panel wing box dengan bentuk unflange stiffener panel untuk menghindari terjadinya compression yang besar, yang meliputi buckling dan crippling, sampai menghasilkan margin of safety (MS) pada column dan panel, nilainya kurang dari 1.0, tetapi pada tempat tertentu (tidak kritis) dijumpai $MS > 1.0$, hal ini membuktikan bahwa perhitungan ini sangat aman dan dapat diterapkan pada pesawat N-250.

DAFTAR ISI

Halaman

SURAT PERNYATAAN KEASLIAN	i
ABSTRAKSI	ii
KATA PENGANTAR	iii
DAFTAR ISI	v
DAFTAR GAMBAR	vii
DAFTAR TABEL	viii
DAFTAR GRAFIK	x
DAFTAR SIMBOL	xi
BAB I PENDAHULUAN	
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Maksud dan Tujuan Penulisan	2
1.3 Rumusan Masalah	2
1.4 Ruang Lingkup	2
1.5 Sistematika Penulisan	3
BAB II LANDASAN TEORI	
2.1 Umum	4
2.2 Struktur Sayap Pesawat N-250	5
2.3 Struktur Kotak Sayap (Wing Box Structure)	6
2.4 Upper Panel Wing Box	8
2.5 Beban Luar	8
2.6 Beban Dalam	8
2.7 Skin-Stringer Panel	9
2.8 Integrally Stiffened Panel	9
2.9 Material	32

SAB III PERMASALAHAN

3.1 Umum	33
3.2 Analisa Statis	33

SAB IV PEMBAHASAN DAN PERHITUNGAN

4.1 Upper Panel Wing Box	35
4.2 Moment Inersia	36
4.3 Column Buckling	38
4.4 Compression Panels	40

SAB V PENUTUP

5.1 Kesimpulan	82
5.2 Saran	83

AFTAR PUSTAKA

84

AMPIRAN

BAB V

PENUTUP

5.1 KESIMPULAN

1. Konfigurasi upper panel wing box dengan bentuk unflange stiffener panel dari perhitungan dihasilkan, $B = 100 \text{ mm}$ dan $T_{sk} = 4 \text{ mm}$, merupakan titik kritis terjadinya buckling dan crippling.. Margin of safety (MS) pada column = $0.21598 < 1.0$ dan MS pada panel = $0.46639 < 1.0$, sehingga aman digunakan.
2. Tetapi tidak semua station memiliki tebal skin $T_{sk} = 4 \text{ mm}$, ini merupakan titik kritis terjadinya compression stress, yang mengakibatkan buckling stress. Dan jarak antar stringer yaitu $B = 100 \text{ mm}$ merupakan jarak terjauh dan merupakan titik kritis. Jadi ada beberapa ketebalan skin-stringer dan tinggi stringer yang berbeda dalam satu upper panel wing box pesawat N-250, tetapi jarak antar stringer yang semakin dekat membuat struktur menjadi lebih kokoh.
3. Pembebanan yang terjadi pada upper panel wing box merupakan beban statik terhadap compression, meliputi buckling dan crippling serta kombinasi antara compression dan shear, walaupun hasil perhitungan menunjukkan terjadi pembebana tersebut tetapi tidak mencapai nilai kritisnya.
4. Hasil perhitungan hanya dapat digunakan pada section 1100-1565, karena pada section ini telah dilakukan perhitungan dan dinyatakan aman. Walaupun pada bagian lain telah dilakukan perhitungan tetapi belum dapat dinyatakan aman pada bagian pangkal sayap.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anton. S.; "Kumpulan Rumus-rumus Matematika, Fisika, dan Pengetahuan Umum", Penerbit Karya Anda, Surabaya, 1982.
2. E.F. Bruhn; "Analysis and Design of Flight Vehicle Structure", Tri-state Offset Company, USA, 1973.
3. Ferdinand L. Singer, Andrew Pytel dan Ir. Darwin Sebayang. ; "Ilmu Kekuatan Bahan", Penerbit Erlangga, Jakarta, 1995.
4. Michael Chun Yung Niu ; "Airframe Stress Analysis and Sizing", Commilit Press Limited, Hongkong, 1997.
5. Michael Chun Yung Niu ; "Airframe Structural Design", Commilit Press Ltd., North Point, Hongkong, 1988.
6. PT.Dirgantara Indonesia ; "Nusantara Design Manual (NDM) 6003, 6010, 6110, 6220, 6234, 6236, 6520, dan 6530", PT. Dirgantara Indonesia, Bandung, 1994.
7. PT. Dirgantara Indonesia ; "N-250-100 Wing Box Stress Analysis", PT. Dirgantara Indonesia, Bandung, 1999.