

ANALISIS ORIENTASI SERAT MATERIAL KOMPOSIT WOVEN E-GLASS STRUKTUR UPPER SKIN SAYAP PESAWAT WIG 2 SEATER DENGAN METODE FAILURE INDEX TSAI-HILL MENGGUNAKAN SOFTWARE PATRAN/NASTRAN

Ahdatul Andri Yopan¹, Djoko Sartono², Lies Banowati³

^{1,2,3}Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Nurtanio

liesbano@gmail.com

Abstract Studi mengenai analisis orientasi arah serat material komposit woven e-glass struktur upper surface skin sayap pesawat WIG 2 seater dilakukan dengan metode failure index tsai-hill menggunakan software Patran/Nastran. Pada studi ini beban yang digunakan berupa beban up bending yang distribusikan pada bagian lower surface skin. Beban up bending digunakan untuk menghitung analisis stress maximum, defleksi maximum, dengan parameter failure index. Material yang digunakan woven E-glass dengan ketebalan 4, 6, 8, 10 layer arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan Quasi-Isotropic kondisi batas yang digunakan adalah fix pada bagian sambungan wing root. Hasil perhitungan Patran/Nastran menunjukkan bahwa analisis upper surface skin dan wig 2 seater dengan arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan Quasi-Isotropic ketebalan 4, 6, 8, 10 layer material woven e-glass didapatkan hasil stress maximum tertinggi yang diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ sebesar 481 MPa dan Hasil stress maximum terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ sebesar 139 MPa. Hasil defleksi maximum tertinggi diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ sebesar 725 mm. Hasil stress maximum terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ sebesar 217 mm. Struktur upper surface skin sayap pesawat WIG 2 seater yang memenuhi kriteria failure index hill didapat pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan quasi-isotropic. Pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ diperoleh failure index hill sebesar 0.84 dan ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$, quasi-isotropic diperoleh sebesar 0.89. nilai failure index tsai-hill pada material woven E-glass memenuhi nilai failure index yaitu kurang dari satu (≤ 1).

Kata kunci : Stress maximum, Defleksi maximum, up bending dan Failure index.

Abstract

The study regarding the analysis of the direction of fiber direction of woven e-glass composite material of the upper surface skin structure of a 2 seater WIG aircraft wing was carried out using the Tsai-Hill failure index method using Patran/Nastran software. In this study, the load used is an up bending load which is distributed over the lower surface of the skin. The up bending load is used to calculate maximum stress analysis, maximum deflection, with failure index parameters. The material used is woven E-glass with a

thickness of 4, 6, 8, 10 layers, fiber direction $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ and Quasi-Isotropic boundary conditions used are fixed at the wing root connection. The results of Patran/Nastran's calculations show that analysis of the upper surface skin and 2 seater wigs with fiber directions of $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ and Quasi-Isotropic thickness of 4, 6, 8, 10 layers of e-glass woven material resulted in The highest maximum stress obtained at a thickness of 4 layers (0.948 mm) in a fiber direction of $0^\circ/\pm 45^\circ$ was 481 MPa and the lowest maximum stress result was obtained at a thickness of 10 layers (2.37 mm) in a fiber direction at $0^\circ/90^\circ$ of 139 MPa. The highest maximum deflection results were obtained at a thickness of 4 layers (0.948 mm) in the fiber direction $0^\circ/\pm 45^\circ$ of 725 mm. The lowest maximum stress results were obtained at a thickness of 10 layers (2.37 mm) in the $0^\circ/90^\circ$ fiber direction of 217 mm. The upper surface skin structure of a 2 seater WIG aircraft wing that meets the failure index hill criteria is obtained at a thickness of 10 layers (2.37 mm) in fiber directions of $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ and quasi-isotropic. At a thickness of 10 layers (2.37 mm) with a fiber direction of $0^\circ/90^\circ$, a failure index hill of 0.84 is obtained and a thickness of 10 layers (2.37 mm) with a fiber direction of $0^\circ/\pm 45^\circ$, quasi-isotropic is obtained at 0.89. The tsail-hill failure index value for E-glass woven material meets the failure index value, namely less than one (≤ 1).

Keywords: Maximum stress, maximum deflection, up bending and failure index.

I. PENDAHULUAN

Penemuan pesawat udara merupakan suatu kemajuan teknologi yang sangat luar biasa bagi dunia. Sejak manusia mulai menemukan cara untuk dapat terbang maka kemajuan teknologi dirgantara di dunia semakin pesat. Perkembangan teknologi pesawat udara tidak berhenti hanya sebatas itu, teknologi tentang pesawat udara juga berkembang. Sejak pesawat udara mulai dibuat pertama kali sampai pada era modern seperti sekarang ini bentuk pesawat maupun ukurannya terus-menerus berkembang mengikuti perkembangan zaman. Pesawat udara itu terdiri atas bermacam-macam jenis, seperti pesawat terbang (bersayap tetap), helikopter (bersayap putar), balon udara, *glider*, pesawat terbang tanpa awak, dan lainnya [1]. Dewasa ini perkembangan dan penggunaan pesawat terbang tanpa awak untuk berbagai kepentingan terus mengalami peningkatan. pesawat terbang tanpa awak mempunyai keunggulan dapat dikendalikan dari jarak jauh dengan menggunakan *remote control* maupun terbang dengan sistem *autonomous* yang sudah diatur di *ground control station*. Dengan kelebihan yang dimilikinya tersebut pesawat terbang tanpa awak terus dikembangkan untuk berbagai kepentingan seperti *aero modelling*, pemetaan wilayah, pemantauan bencana alam (seperti banjir dan kebakaran hutan), serta dapat digunakan sebagai alat pertahanan militer untuk melakukan fungsi pengeboman maupun spionase [1]. Pesawat terbang tanpa awak sendiri tersusun dari bermacam-macam komponen dan struktur-struktur yang membangunnya menjadi suatu kesatuan yang memiliki kekuatan struktur yang terbatas. Perencanaan struktur sangat penting dilakukan untuk dapat mengetahui dan memastikan suatu material mampu menahan beban ataupun tegangan sesuai dengan waktu yang sudah ditentukan. Pada fase terbangnya, pesawat mendapatkan banyak pembebanan yang berulang. Dalam jangka waktu tertentu, pembebanan berulang ini dapat menurunkan kekuatan suatu material [1]. Material merupakan salah satu faktor utama dalam membangun suatu struktur. Properti dan karakteristik yang dimiliki oleh suatu material akan menentukan kegunaannya dalam suatu struktur. Perancangan struktur yang kuat didukung oleh kekuatan material penyusunnya.

Perkembangan terhadap struktur tidak hanya fokus pada kekuatan dan kekakuannya saja, tapi permintaan terhadap struktur ringan juga menjadi pertimbangan yang berhubungan dengan pengurangan energi. Salah satu solusi yang menjawab permintaan tersebut adalah struktur dari material komposit [2]. Logam merupakan material yang banyak digunakan dalam dunia industri. Logam mempunyai berbagai kelemahan seperti ketahanan terhadap beban *fatigue*, densitas yang tinggi dan tidak tahan terhadap korosi. Karena logam tidak tahan terhadap beban *fatigue* dan terhadap korosi maka mulai berkembang teknologi material komposit mempunyai beberapa keunggulan seperti ketahanan terhadap beban *fatigue*, tahan terhadap korosi, mudah dibentuk dan memiliki densitas yang rendah [2]. Pada dasarnya penggunaan

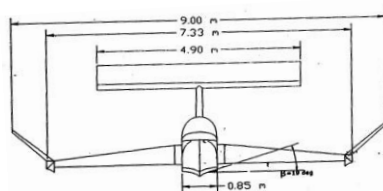
material komposit sudah mulai dimanfaatkan sejak tahun 1970-an. Pesawat seperti MD-80, Lar Fan 2100, Tilt-rotor V-22 dan beberapa pesawat lainnya telah menggunakan material komposit pada sebagian komponennya. Seiring perkembangan zaman dan teknologi, penggunaan material komposit tidak sebatas pada komponen saja. Beecraft starship adalah pesawat pertama yang secara keseluruhan dibuat dengan menggunakan material komposit dan sudah mendapatkan sertifikat FAA. Disamping itu Airbus dan Boeing dengan B787 Dreamliner juga menunjukkan bahwa penggunaan material komposit ini telah memberikan suatu keuntungan. [2].

Komposit adalah gabungan dari 2 atau lebih material yang berbeda dalam susunan atau bentuk. Unsur pokok atau elemen yang membentuk komposit mempetahakan identitas masing-masing. Dengan kata lain, masing-masing elemen tidak hilang atau bergabung dengan satu sama lain. Masing-masing dapat teridentifikasi secara fisik, dan menunjukkan batas antara satu sama lain. Komposit mempunyai beberapa kelebihan yang mampu menutupi kekurangan dari karakteristik mekanik logam seperti ketahanan terhadap beban *fatigue* dan tahan terhadap korosi. Komposit juga mempunyai kelemahan sseperti harga yang lebih murah [2]. Material komposit saat ini menjadi penting dalam pengembangan bidang struktur ringan (*light weight structure*). Dalam beberapa dekade terakhir, penggunaan material komposit laminat dalam perancangan struktur telah berkembang.

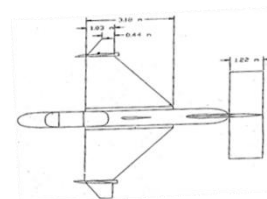
Tujuan yang akan dicapai dari penelitian ini menganalisis orientasi arah serat material komposit *woven e-glass* struktur *upper skin* sayap pesawat WIG 2 seater dengan metode *failure index tsai-hill* menggunakan metode elemen hingga dengan software patran/Nastran. Konsep dasar metode elemen hingga dijelaskan pada persamaan 1.1 berikut ini [3].

$$\{F\} = [K] \cdot \{d\} \quad (1.1)$$

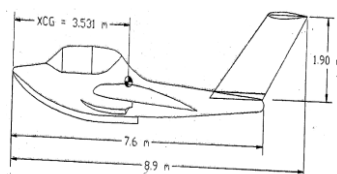
$[K]$ merupakan matriks kekakuan elemen yang terdapat di setiap elemen. $\{d\}$ merupakan perpindahan dari elemen dan $\{F\}$ merupakan gaya (*force*) dari elemen. Jadi dalam analisa struktur dengan metode elemen hingga, matriks kekakuan elemen tersebut digabungkan menjadi matriks kekakuan global, dan gaya juga digabungkan ke dalam matriks kekakuan global. Pada Gambar 1.1 menunjukkan geometri pesawat WIG 2 seater.



pandangan depan



Pandangan atas



Pandangan samping

Gambar 1.1 Geometri pesawat WIG 2 seater.

Kriteria kegagalan yang paling sering digunakan untuk material *orthotropic* adalah kriteria kegagalan *Tsai-hill*. Kriteria ini dapat diberlakukan pada tiap laminat, sehingga dapat diketahui dalam arah orientasi mana yang mengalami kegagalan. Untuk bahan isotropic menggunakan Persamaan 1.2 [4].

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = \alpha^2$$

Dimana :

$$X = (\sigma_1^T)_{ult} \quad \text{jika} \quad \sigma_1 > 0$$

$$= (\sigma_1^C)_{ult} \quad \text{jika} \quad \sigma_1 < 0$$

$$Y = (\sigma_2^T)_{ult} \quad \text{jika} \quad \sigma_2 > 0$$

$$= (\sigma_2^C)_{ult} \quad \text{jika} \quad \sigma_2 < 0$$

$$S = (\tau_{12}^T)_{ult}$$

Pada persamaan di atas, sumbu suatu lamina dinotasikan dengan 1 untuk searah serat, 2 untuk tegak lurus arah serat. Untuk kriteria kegagalan Tsai – Hill:

- Jika $a \geq 1$ menunjukkan adanya keretakan pada laminat.
- Jika $a < 1$ menunjukkan tidak ada keretakan pada laminat.

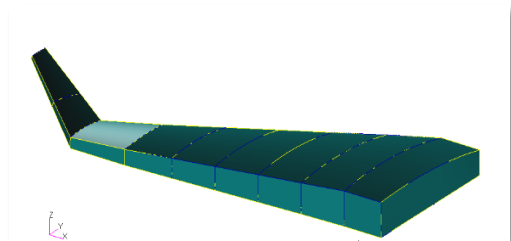
Keuntungan menggunakan teori ini antara lain:

- Mempertimbangkan interaksi antara 3 parameter kekuatan *unidirectional lamina* ($\sigma_{11}, \sigma_{12}, t_{12}$)
- Dapat dilakukan pada tiap laminat sehingga dapat diketahui laminat dalam arah orientasi mana yang mengalami kegagalan terlebih dahulu.

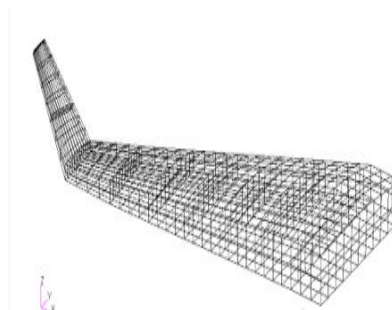
2. METODOLOGI

Analisis Orientasi arah serat material komposit *woven e-glass* struktur *upper skin* sayap pesawat wig 2 seater dengan metode *failure index tsai-hill* menggunakan software patran/Nastran untuk mengetahui hasil perbandingan *stress maximum* stuktur *upper surface skin* sayap pesawat wig 2 seater dengan arah serat *woven* ($0^\circ/90^\circ$) dan ($0^\circ/\pm 45^\circ$) dengan ketebalan 4, 6, 8, 10 layer, hasil perbandingan *defleksi maximum* stuktur *upper surface skin* sayap pesawat wig 2 seater dengan arah serat *woven* ($0^\circ/90^\circ$) dan ($0^\circ/\pm 45^\circ$) dengan ketebalan 4, 6, 8, 10 layer dan hasil perbandingan *failure index tsai-hill* stuktur *upper surface skin* sayap pesawat wig 2 seater dengan arah serat *woven* ($0^\circ/90^\circ$) dan ($0^\circ/\pm 45^\circ$) dengan ketebalan 4, 6, 8, 10 layer.

Pembuatan geometri struktur sayap pesawat dilakukan pada perangkat lunak *catia*. Pembuatan geometri struktur sayap dilakukan hanya untuk struktur sayap kanan. Hal ini dikarenakan struktur pesawat ini memiliki bentuk yang simetris. Pada bagian *aileron* dan sambungan pada pemodelan disatukan dengan struktur sayap, sehingga analisis yang dilakukan diasumsikan tanpa defleksi *aileron*. Geometri sayap pesawat WIG 2 seater yang telah dibuat di perangkat lunak *catia*, selanjutnya di-impor ke dalam perangkat lunak PATRAN dalam format *IGES. Bagian yang digunakan hanya *curve*, kemudian dibuat *surface* di PATRAN untuk memudahkan proses *meshing* dari model tersebut seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2.1. Bentuk elemen yang akan digunakan pada proses *meshing* adalah *quad4*. *Quad4* digunakan untuk *surface* yang berbentuk persegi. Pada *surface* yang menggunakan elemen *quad4* ditunjukkan oleh Gambar 2.2.



Gambar 2.1 Geometri sayap pesawat



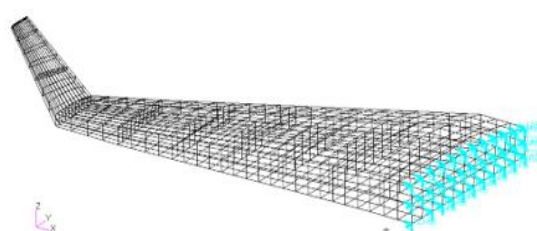
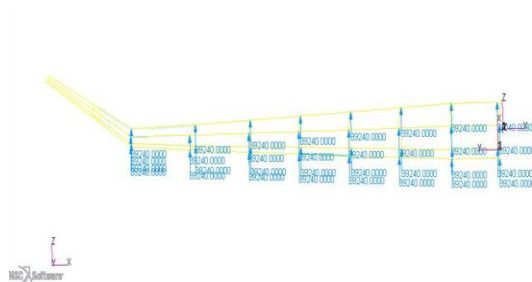
Gambar 2. 1 Meshing pada struktur sayap

Pada Tabel 2.1 menunjukkan data properti material komposit *woven E-glass*

Tabel 4.1 Properties material komposit woven E-glass [5], [7].

No	Properti	Material	Units
1	Elastis Modulus ¹¹	19500	MPa
2	Elastis Modulus ²²	19500	MPa
3	Shear Modulus ¹²	5500	MPa
3	Poisson Ratio	0.306	-
4	Density	2.7	g/cm ³

Pada Gambar 2.3 dan 2.4 masing-masing menunjukkan pembebanan dan letak dan jenis kondisi batas struktur sayap pesawat *WIG 2 seater*



Gambar 2.3 Pembebanan struktur sayap [6] Gambar 2.2 Letak dan jenis kondisi batas sayap

Pembebanan struktur sayap pesawat *WIG 2 seater* adalah *force*. Metode pembebanan *force* memberikan beban pada permukaan, dan pemfokusan beban dengan metode di area struktur sayap bisa dapat dilihat pada Gambar 4.6, Nilai pembebanan struktur sayap WIG-2 *seater* didapat dari divisi *load* PT Dirgantara Indonesia [6].

Kondisi batas pemodelan struktur sayap pesawat *WIG 2 seater* dibuat pada sambungan antara *fuselage* dengan sayap. Kondisi batas yang digunakan berupa *fix* pada bagian *root* struktur sayap pesawat *WIG 2 seater*. Kondisi ini artinya bagian struktur yang dikenakan kondisi batas tidak dapat bergerak dalam arah translasi maupun rotasi sumbu x, y dan z. Pada Gambar 4.4 dan gambar 4.5 ditunjukkan *input* kondisi batas pada PATRAN, dan hasil pemberian kondisi batas pada sayap pesawat *WIG 2 seater*, dan diagram benda bebas sayap pesawat

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada Tabel 3.1 menunjukkan hasil analisis kekuatan material *woven E-glass upper surface skin* *WIG 2 seater* dengan ketebalan 4 *layer* (0.948 mm) arah serat 0°/90° dan 0°/±45°

Tabel 3.1 Struktur sayap ketebalan 4 *layer* (0.948 mm) arah serat 0°/90° dan 0°/±45°

NO	Ketebalan	Arah serat	Stress maksimum (Mpa)	Defleksi maksimum (mm)	Failure index
1	4 <i>layer</i> (0.948 mm)	0°/90°	321	507	5.46
2		0°/±45°	481	725	6.38

Perhitungan statis pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater dengan ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ memiliki nilai stress maksimum , defleksi maksimum dan failure index yang lebih kecil dibandingkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ dengan nilai *stress maximum* sebesar 321 MPa , defleksi *maximum* sebesar 507 mm dan failure index sebesar 5,46.

Pada Tabel 3.2 menunjukkan hasil analisis kekuatan material woven E-glass *upper surface skin* WIG 2 seater dengan ketebalan 6 layer (1.422 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$.

Tabel 3.1 Struktur sayap ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ dan $0^\circ/\pm 45^\circ$

NO	Ketebalan	Arah serat	Stress maximum (MPa)	Defleksi maximum (mm)	Failure index
1	6 layer (1.422 mm)	$0^\circ/90^\circ$	241	380	2.61
2		$0^\circ/\pm 45^\circ$	351	499	3.38

Perhitungan statis pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater dengan ketebalan 6 layer (1,422 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ memiliki nilai stress maksimum , defleksi maksimum dan failure index yang lebih kecil dibandingkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ dengan nilai *stress maximum* sebesar 241 MPa , defleksi *maximum* sebesar 380 mm dan failure index sebesar 2,61.

Pada Tabel 3.3 menunjukkan hasil analisis kekuatan material woven E-glass *upper surface skin* WIG 2 seater dengan ketebalan 8 layer (2,844 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan quasi isotropic.

Tabel 3.3 Struktur sayap ketebalan 8 layer (2,844 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan quasi isotropik

NO	Ketebalan	Arah serat	Stress maksimum (MPa)	Defleksi maksimum (mm)	Failure index
1	8 layer (2.844 mm)	$0^\circ/90^\circ$	162	253	1.15
2		$0^\circ/\pm 45^\circ$	241	362	1.54
3		Quasi-isotropic	241	362	1.54

Perhitungan statis pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater dengan ketebalan 8 layer (2,844 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ memiliki nilai stress maksimum , defleksi maksimum dan failure index yang lebih kecil dibandingkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ dengan nilai *stress maximum* sebesar 162 MPa , defleksi *maximum* sebesar 253 mm dan failure index sebesar 1,15.

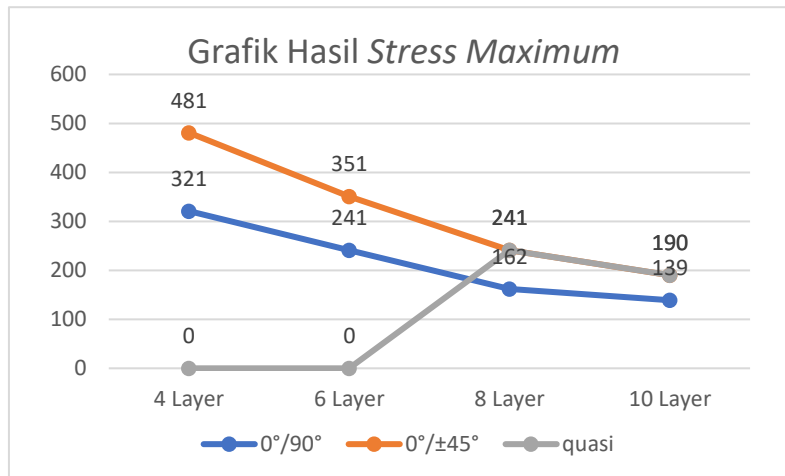
Pada Tabel 3.4 menunjukkan hasil analisis kekuatan material woven E-glass *upper surface skin* WIG 2 seater dengan ketebalan 10 layer (2,37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan quasi isotropic.

Tabel 3.4 Struktur sayap ketebalan 10 layer (2,37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$, $0^\circ/\pm 45^\circ$ dan quasi isotropik

NO	Ketebalan	Arah serat	Stress maksimum (MPa)	Defleksi maksimum (mm)	Failure index
1	10 layer (2.37 mm)	$0^\circ/90^\circ$	139	217	0.84
2		$0^\circ/\pm 45^\circ$	190	287	0.89
3		Quasi-isotropic	190	287	0.89

Perhitungan statis pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater dengan ketebalan 10 layer (2,37 mm) arah serat $0^\circ/90^\circ$ memiliki nilai stress maksimum , defleksi maksimum dan failure index yang lebih kecil dibandingkan arah serat $0^\circ/\pm 45^\circ$ dengan nilai *stress maximum* sebesar 139 MPa , defleksi *maximum* sebesar 217 mm dan failure index sebesar 0,84.

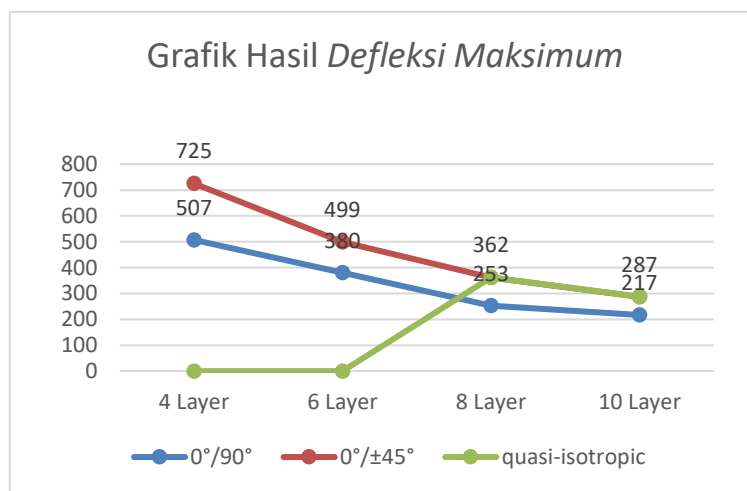
Pada Gambar 3.1 menunjukkan hasil analisis stress maksimum pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater



Gambar 3.1 Grafik stress maksimum pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater

Hasil *Stress maximum* tertinggi diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat 0°/±45° sebesar 481 MPa. Hasil *stress maximum* terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° sebesar 139 MPa.

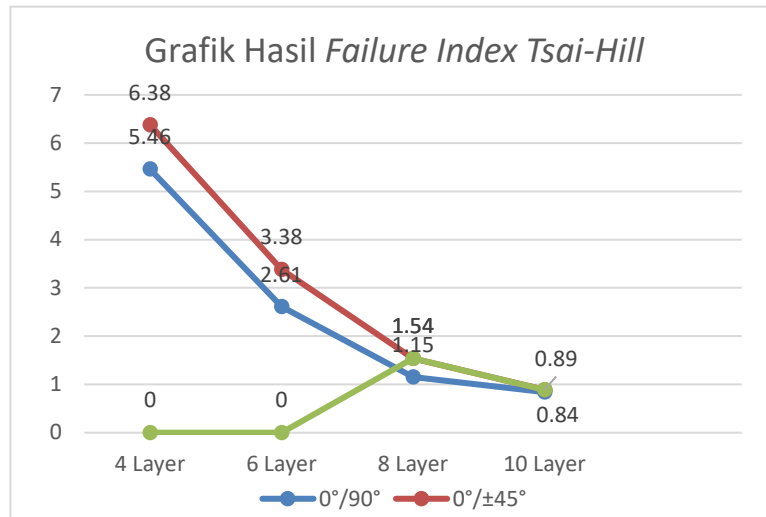
Pada Gambar 3.2 menunjukkan grafik hasil *defleksi maximum* pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater



Gambar 3.2 Grafik *defleksi maximum* pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater

Hasil *defleksi maximum* tertinggi diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat 0°/±45° sebesar 725 mm. Hasil *stress maximum* terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° sebesar 217 mm

Pada gambar 3.3 menunjukkan grafik hasil analisis *failure index tsai-hill* pada *upper surface skin* struktur sayap pesawat WIG 2 seater.



Gambar 3.3 Grafik *failure index tsai-hill* pada upper surface skin struktur sayap pesawat WIG 2 seater

WIG 2 seater yang memenuhi kriteria *failure index hill* didapat pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90°, 0°/±45° dan *quasi-isotropic*. Pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° diperoleh *failure index hill* sebesar 0.84 dan ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/±45°, *quasi-isotropic* diperoleh sebesar 0.89.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan seluruh hasil tahapan penelitian yang telah disajikan pada bab sebelumnya maka di dapat kesimpulan sebagai berikut.

- Hasil *Stress maximum* tertinggi diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat 0°/±45° sebesar 481 MPa. Hasil *stress maximum* terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° sebesar 139 Mpa
- Hasil defleksi *maximum* tertinggi diperoleh pada ketebalan 4 layer (0.948 mm) arah serat 0°/±45° sebesar 725 mm. Hasil *stress maximum* terendah diperoleh pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° sebesar 217 mm.

Struktur *upper surface skin* sayap pesawat WIG 2 seater yang memenuhi kriteria *failure index hill* didapat pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90°, 0°/±45° dan *quasi-isotropic*. Pada ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/90° diperoleh *failure index hill* sebesar 0.84 dan ketebalan 10 layer (2.37 mm) arah serat 0°/±45°, *quasi-isotropic* diperoleh sebesar 0.89.

PUSTAKA

- [1]. Suroso. (2017). Peran *Drone/Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) Buatan STTKD Dalam Dunia Penerbangan. Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan, Yogyakarta
- [2]. Kuswoyo.(2015). Perancangan Awal Program Analisis Kekuatan Material Struktur Laminat Komposit. Institut Teknologi Bandung.
- [3] Choiron M. A., Purnowidodo A, Anam Khairul. (2014). *Modul Ajar Metode Elemen Hingga*. Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Brawijaya. Malang
- [4]. R. M. Jones (1999). *Mechanics of Composite Materials, Second Edition*. 1999
- 5]. Gibson, R. F. (2012). Principles Of Composite Material Mechanic. Edisi Ketiga. Boca Raton: CRC Press
- [6]. Chaerudin. (2016). Analisis Optimasi Berat Wing Pesawat Tanpa Awak LSU-05 (LAPAN *SURVEILLANCE* UAV). Universtias Nurtanio, Bandung.
- [7]. Barthelot, J. M. (1999). *Composite Material Mechanical Behavior and Structural Analysis*. Newyork: spinger