

PERHITUNGAN *FAILURE INDEX* STRUKTUR SAYAP PESAWAT TERBANG TANPA AWAK Ai-X1 DENGAN MENGGUNAKAN KRITERIA TSAI-HILL DISIMULASIKAN DENGAN METODE ELEMEN HINGGA (DETERMINATION OF FAILURE INDEX OF WING STRUCTURE UAV Ai-X1 BY USING TSAI-HILL CRITERION SIMULATED IN FINITE ELEMENT METHOD)

Lenny Iryani, Singgih Satrio Wibowo

¹Program Studi Teknik Aeronautika

Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Bandung

e-mail: lenny.iryani@polban.ac.id

Diterima : 30 oktober 2019; Direvisi : 6 Maret 2020; Disetujui : 27 Maret 2020

ABSTRACT

The strength of the aircraft structure was analyzed and determined by using the strength of the material analysis. One of methods to calculate the strength of the aircraft structure's wing made from composite material were analyzed by calculating the failure index of the lamina. In this research, the failure index of the wing structure of the Ai-X1 UAV was determined. The failure index calculation for the analysis was using the Tsai-Hill criterion. Based on the Tsai-Hill criterion, the lamina of the Ai-X1 wing structures is in a safe condition.

Keywords: unmanned aerial vehicle (UAV), composite material, Tsai-Hill, failure index

ABSTRAK

Untuk mengetahui kekuatan struktur suatu pesawat terbang, dilakukan perhitungan dan analisis kekuatan struktur. Struktur sayap pesawat terbang yang disusun dari material komposit, untuk penghitungan dan analisis kekuatan struktur salah satunya dilakukan dengan menghitung *failure index* pada masing-masing *layer*/susunan dari material komposit tersebut. Pada penelitian ini, struktur sayap Pesawat terbang tanpa awak (PTTA) Ai-X1 yang terbuat dari material komposit dianalisis kekuatan strukturnya dengan menghitung *failure index* dari masing-masing *layer*/susunan material komposit tersebut. Perhitungan *failure index* dilakukan dengan menggunakan kriteria kegagalan Tsai-Hill. Hasil dari penelitian ini yaitu nilai *failure index* pada masing-masing *layer*/susunan material komposit struktur sayap pesawat Ai-X1. Berdasarkan kriteria Tsai-Hill masing-masing *layer*/susunan tersebut menunjukkan tidak adanya keretakan pada lamina.

Kata kunci: pesawat terbang tanpa awak, material komposit, Tsai-Hill, failure index

1 PENDAHULUAN

Teknologi digital yang berkembang pesat dalam beberapa dekade terakhir ini diiringi dengan berkembangnya teknologi pesawat terbang tanpa awak (PTTA). Tahun 1898, Nikola Tesla mendapatkan hak paten atas kendaraan tanpa awak dengan nomor hak paten 613809 [1]. Berawal dari sinilah kemudian teknologi PTTA berkembang. PTTA didefinisikan sebagai semua alat/kendaraan yang terbang di udara tanpa dikendalikan atau dikendalikan oleh seseorang/pilot [2]. Awal mula PTTA dikembangkan untuk pemenuhan kebutuhan militer [3-5] namun seiring berjalannya waktu sekarang ini PTTA dikembangkan untuk keperluan membantu pemetaan suatu daerah maupun mendistribusikan beberapa kebutuhan pokok untuk korban bencana alam yang berada di daerah yang sulit terjangkau dengan kendaraan/alat transportasi darat [6-9].

Guna membantu melaksanakan pemetaan suatu wilayah khususnya di negara Indonesia yang terdiri dari gugusan pulau-pulau, dikembangkan PTTA dengan misi melaksanakan pemetaan wilayah/daerah-daerah kecil yang belum terjangkau. PTTA tersebut dirancang untuk dapat terbang dengan kecepatan terbang jelajah (*cruise*) 80 km/jam dengan jarak tempuh sejauh 10 km. Ukuran bentang sayap dari pesawat ini adalah sebesar 1.1 m. Sebagian besar struktur PTTA ini terbuat dari material komposit. Dengan pertimbangan dapat dibuat material komposit yang sesuai dengan kriteria kebutuhan kekuatan struktur serta dapat mengoptimalkan berat keseluruhan dari struktur PTTA ini. Teknologi PTTA ini juga dikembangkan dalam hal untuk pemetaan dan pemantauan tanaman dan lahan pertanian di Indonesia [10].

Analisis kekuatan struktur yang terbuat dari material komposit ini sangat

penting untuk dilakukan. Berdasarkan analisis kekuatan struktur ini akan diperoleh informasi tentang kekuatan struktur PTAA terhadap beban yang terjadi serta daerah-daerah kritis yang terjadi selama PTTA ini dioperasikan/mengalami pembebanan [11,16].

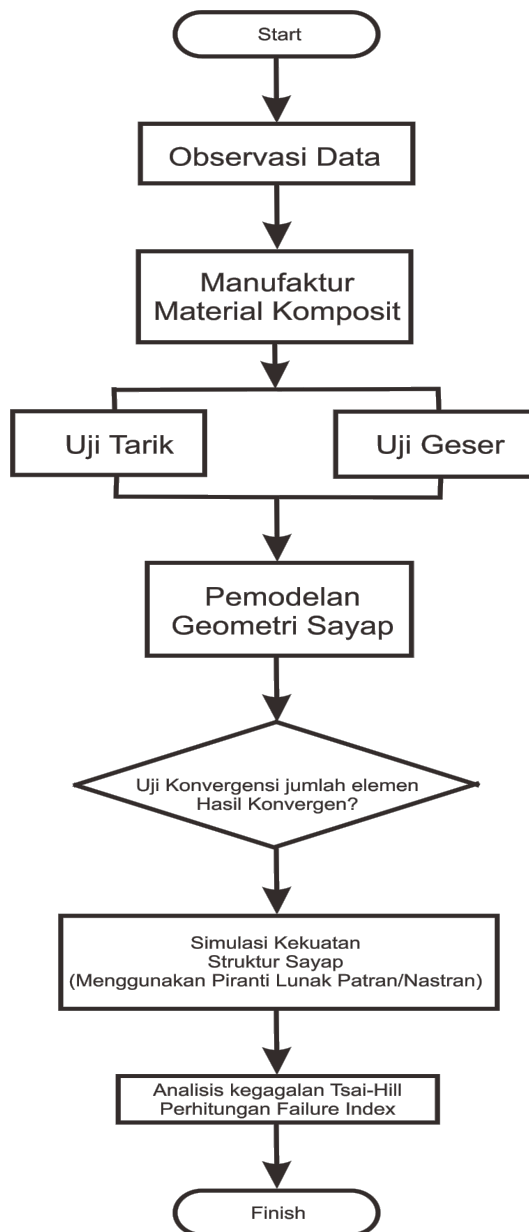
Pada penelitian ini dilakukan analisis tentang kekuatan struktur material komposit. Dilakukan dengan menghitung *failure index* dari setiap lamina penyusun material komposit tersebut.

2 METODOLOGI

PTTA yang dikembangkan dengan tujuan untuk memetakan wilayah di Indonesia khususnya digunakan untuk bidang pertanian ini merupakan teknologi yang baru dikembangkan di awal tahun 2011 [10]. PTTA jenis Ai-X1 merupakan PTTA yang dikembangkan di Indonesia secara mandiri guna mengatasi daya jelajah dan ketahanan terbang serta kapasitas berat muatan yang lebih baik. Penelitian ini dilakukan dengan terlebih dahulu mengumpulkan dan mengkaji data-data yang dibutuhkan untuk analisis selanjutnya. Diantaranya data geometri dan data visi misi dari pesawat PTTA. Kemudian tahap berikutnya dilakukan proses manufaktur material komposit yang digunakan untuk komponen struktur sayap pesawat terbang ini. Guna memperoleh sifat/properti material komposit ini maka dilakukan pengujian berupa uji tarik dan uji geser sesuai prosedur pengujian ASTM D3039 [12] dan ASTM D5379 [13].

Langkah selanjutnya dilakukan pemodelan struktur sayap PTTA sesuai dengan data geometri yang diperoleh dengan menggunakan piranti lunak CATIA. Berikutnya dilanjutkan dengan analisis kekuatan struktur sayap dengan menggunakan metode elemen hingga sampai dengan penghitungan *failure*

index dari masing-masing lamina penyusun material komposit PTTA ini. Gambar 2-1 menunjukkan diagram alir dari metodologi penelitian ini.



Gambar 2-1: Diagram alir penelitian.

Kriteria kegagalan Tsai-Hill merupakan suatu kriteria kegagalan material komposit anisotropic [14,15]. Persamaan untuk menghitung *failure index* tersebut adalah sebagai berikut.

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2}\right) + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = \alpha^2 \quad (1)$$

dimana:

$$X = \begin{cases} (\sigma_1^T)_{ult} & \text{jika } \sigma_1 > 0 \\ (\sigma_1^C)_{ult} & \text{jika } \sigma_1 < 0 \end{cases}$$

$$Y = \begin{cases} (\sigma_2^T)_{ult} & \text{jika } \sigma_2 > 0 \\ (\sigma_2^C)_{ult} & \text{jika } \sigma_2 < 0 \end{cases}$$

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

Berdasarkan kriteria kegagalan Tsai-Hill tersebut jika nilai:

- $\alpha \geq 1$ maka terdapat retakan pada lamina.
- $\alpha < 1$ maka tidak terdapat retakan pada lamina.

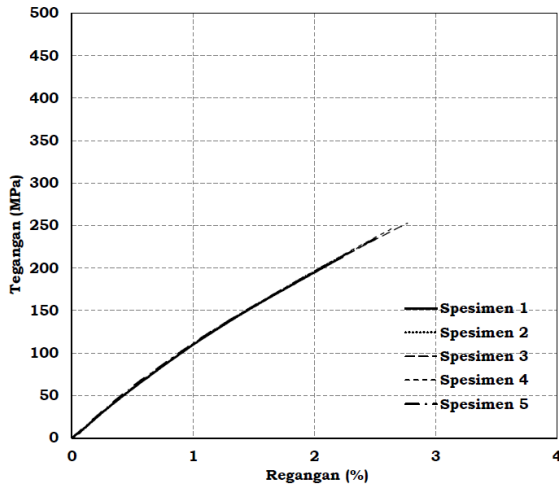
3. HASIL PEMBAHASAN

Proses manufaktur material komposit dilakukan dengan metode *hand-lay up* dan *vacuum bagging*. Selanjutnya untuk mengetahui properti material komposit ini, dilakukan uji tarik dan uji geser. Masing-masing pengujian tersebut dilakukan untuk lima buah spesimen uji pada setiap jenis material komposit yang dimanufaktur. Jenis material komposit yang selesai dibuat adalah jenis WR80, WR100 dan WR200. Material komposit jenis ini adalah material komposit dengan serat berupa *e-glass* dan disusun dengan cara dianyam (*Woven Rooven*). Perbedaan 80, 100, dan 200 adalah dari sisi massa jenisnya.

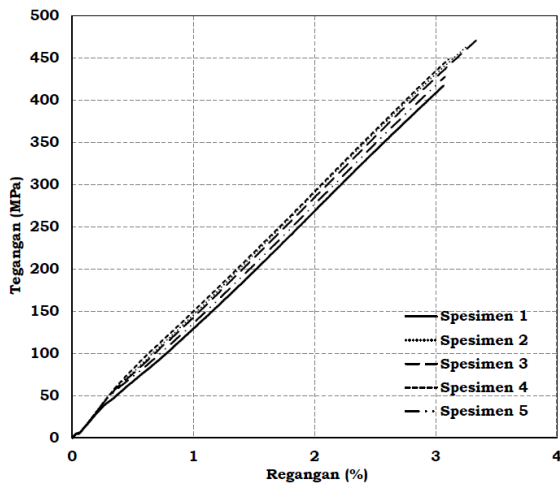
Pada proses pengujian tarik ini digunakan standar pengujian **ASTM D3039** *standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials standard test*. Dimensi specimen untuk pengujian dibuat sesuai dengan *standard test* tersebut. Masing-masing spesimen yang sudah siap tersebut kemudian dipasang pada mesin uji tarik dan dilakukan pengujian sampai spesimen tersebut patah.

Hasil dari pengujian Tarik ini ditunjukkan oleh Gambar 3-1 s/d 3-3. Untuk jenis material komposit WR80, hasil uji Tarik ditunjukkan oleh Gambar

3-1. Berdasarkan kurva tegangan – regangan tersebut terlihat bahwa untuk lima buah spesimen yang diuji, memberikan hasil kurva yang serupa dan saling berdekatan. Hal ini menunjukkan bahwa pengujian tarik yang dilakukan memberikan hasil yang konsisten untuk kelima spesimen uji sehingga data properti material dari hasil uji ini adalah data material yang valid.

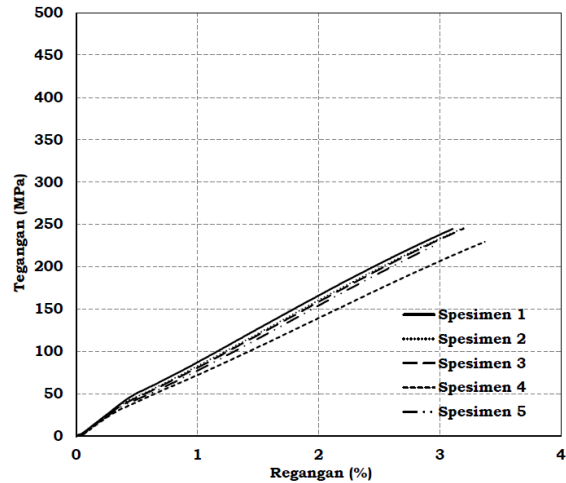


Gambar 3-1: Kurva tegangan – regangan WR80 hasil pengujian tarik.



Gambar 3-2: Kurva tegangan – regangan WR100 hasil pengujian tarik.

Data Modulus Elastisitas material komposit WR80 untuk kelima spesimen berada pada rentang nilai 11.42 – 11.77 GPa. Sedangkan data kekuatannya untuk kelima spesimen tersebut berada pada rentang 213 – 253 MPa.



Gambar 3-3: Kurva tegangan – regangan WR200 hasil pengujian tarik.

Pada Gambar 3 ditunjukkan kurva tegangan – regangan hasil uji tarik material komposit jenis WR100. Terdapat dua spesimen (spesimen 1 dan spesimen 5) yang kurva tegangan – regangannya berada di bawah dari tren kurva tegangan – regangan spesimen lainnya. Hal ini disebabkan karena patahan yang terjadi setelah dilakukan uji tarik spesimen 1 dan 5 berada pada daerah sekitar grip (penggenggam spesimen) dari mesin uji tarik tersebut. Namun demikian hasil dari data tegangan maksimum untuk kelima spesimen tersebut tidak mengalami perbedaan lebih dari 6.7%. Data kekuatan maksimum untuk material WR80 berada pada rentang 417 – 476 MPa. Sedangkan untuk data Modulus Elastisitasnya berada pada rentang 16.81 – 18.82 GPa.

Kurva tegangan – regangan untuk jenis material komposit WR200 ditunjukkan oleh Gambar 3-3. Berdasarkan hasil uji tarik pada Gambar 3-3 tersebut terlihat bahwa tren data kekuatan maksimum material jenis ini berada di bawah 250 MPa. Perbedaan masing-masing kekuatan tarik untuk kelima spesimen WR200 tidak lebih dari 5.28%. Data kekuatan Tarik untuk kelima spesimen tersebut berada pada rentang 226 – 247 MPa. Sedangkan data

Modulus Elastisitasnya berada pada rentang 9.75 – 10.87 GPa.

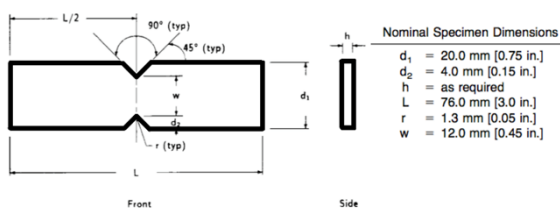
Hasil-hasil pengujian tersebut, berupa kekuatan Tarik (*Ultimate tensile stress*) dan Modulus Elastisitas untuk ketiga jenis material komposit (WR80, WR100, dan WR200) disajikan dalam bentuk tabel dan ditunjukkan oleh Tabel 3-1. Nilai yang ditampilkan pada Tabel 3-1 adalah nilai rata-rata dari hasil pengujian yang telah dilakukan.

Tabel 3-1 : Data properti material komposit hasil uji tarik

Material Komposit	<i>Ultimate tensile stress</i> (MPa)	<i>Modulus of elasticity</i> (GPa)
WR80	237.2	11.578
WR100	446.8	14.304
WR200	238.6	10.38

Data material berikutnya yang dilakukan adalah data properti material komposit untuk kekuatan geser.

Prosedur dan *standard test* untuk pengujian geser dilakukan dengan berpedoman kepada dokumen **ASTM D5379** *standard test method for shear properties of composite materials by the v-notched beam method*. Dimensi spesimen uji dibuat sesuai dengan dimensi standar yang ada pada dokumen tersebut. Gambar 3-4 menunjukkan standar dimensi spesimen untuk pengujian kekuatan geser.



Gambar 3-4: Dimensi spesimen uji geser sesuai standar ASTM D5379.

Hasil uji kekuatan geser ditampilkan dalam Tabel 3-2 dan Tabel 3-3. Berdasarkan Tabel 3-2 dan Tabel 3-3 tersebut terlihat bahwa untuk masing-masing spesimennya menunjukkan nilai kekuatan geser yang berada pada rentang yang berdekatan. Hasil dari uji geser ini dapat dikatakan valid dengan standar deviasi dibawah 3.

Tabel 3-2: Hasil Uji Geser WR80

Spesimen	<i>Ultimate shear stress</i> (MPa)
1	52.3
2	55.4
3	60.23
4	56.53
5	55.72
Rata-rata	56
STD	2.84
CV	5.07%

Tabel 3-2: Hasil Uji Geser WR200

Spesimen	<i>Ultimate shear stress</i> (MPa)
1	39.6
2	39.94
3	44.08
4	36.88
5	43.73
Rata-rata	40.85
STD	3.04
CV	7.44%

Berdasarkan hasil uji geser yang ditunjukkan oleh Tabel 3-2 dan Tabel 3-3, maka dapat disusun data properti material komposit WR80 dan WR200 seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-4.

Selanjutnya nilai properti dari hasil pengujian tersebut digunakan sebagai data input properti material pada saat pembuatan model dan simulasi serta analisis perhitungan *failure index* material komposit pembentuk struktur sayap PTTA.

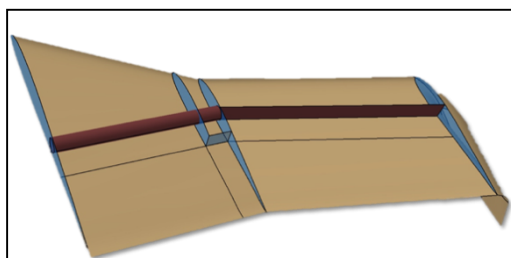
Tabel 3-4: Data properti material komposit hasil uji geser

Material Komposit	Ultimate shear stress (MPa)	Modulus of elasticity (GPa)
WR80	56	11.578
WR200	40.85	10.38

Pembuatan model struktur sayap PTTA dilakukan dengan menggunakan piranti lunak Catia. Dengan menggunakan data geometri dari pesawat PTTA Ai-X1, pemodelan dapat dengan mudah dilakukan. Bentuk pesawat PTTA Ai-X1 ditunjukkan oleh Gambar 3-5. Bentang sayap pesawat ini berjarak 1.1 meter. Dikarenakan bentuk pesawat PTTA yang simetris, maka pemodelan dilakukan hanya untuk geometri sayap kanan saja. Pemodelan struktur sayap pada piranti lunak Catia ditunjukkan oleh Gambar 3-6.



Gambar 3-5: Bentuk Pesawat PTTA Ai-X1.



Gambar 3-6: Geometri pemodelan struktur sayap kanan PTTA

Langkah selanjutnya setelah dilakukan pemodelan adalah mensimulasikan kekuatan struktur sayap tersebut dengan menggunakan

piranti lunak Patran/Nastran. Sebagai input data yang dibutuhkan pada proses simulasi ini adalah data geometri, data material, dan data pembebanan yang terjadi.

Data geometri disesuaikan dengan data geometri dari struktur sayap PTTA Ai-X1. Data material diperoleh dari hasil uji tarik dan uji geser. Struktur sayap pesawat Ai-X1 terdiri dari 2 jenis material yaitu orthotropik dan isotropik. Orthotropik digunakan multiplex plywood dan komposit polymer berserat *e-glass* WR80, WR100, WR200. Sedangkan isotropik yaitu Geofom EPS 22. Kemudian untuk data pembebanan yang terjadi disesuaikan dengan beban yang bekerja. Pada analisis ini beban yang terjadi disimulasikan untuk beban pada kondisi tinggal landas dan terbang jelajah seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-5.

Tabel 3-5: Kondisi Pembebanan

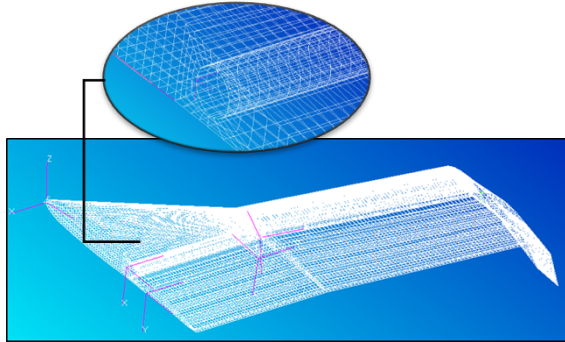
Kasus	Nilai	Lokasi
Take-off	4.8 G = 47 m/s ²	Komponen struktur sayap
Cruise	74.7 N	Lower surface sayap

Proses selanjutnya adalah memodelkan kondisi batas struktur sayap tersebut. Bagian sambungan antara sayap dan *fuselage* dimodelkan dengan sambungan jenis *fix*. Artinya pada bagian sambungan tersebut tidak terdapat perpindahan baik dalam arah rotasi maupun dalam arah translasi.

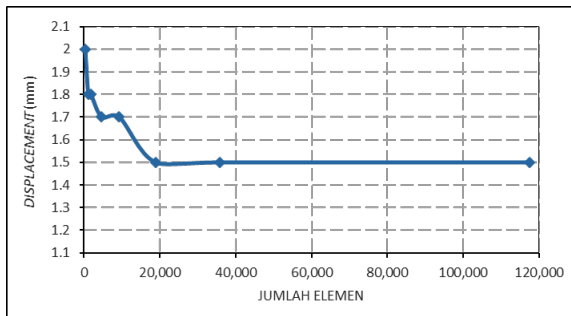
Berikutnya dilanjutkan dengan dilakukannya *meshing*, yaitu proses membagi-bagi menjadi elemen-elemen kecil struktur sayap yang dimodelkan tersebut. Hasil *meshing* struktur sayap ditunjukkan oleh Gambar 3-7.

Langkah penting setelah tahap *meshing* ini adalah uji konvergensi. Hal ini dilakukan untuk memastikan bahwa nilai tegangan maupun regangan pada

suatu daerah di struktur sayap pesawat menghasilkan nilai yang konsisten meskipun ukuran elemen-elemen kecil tersebut diperkecil/diperhalus lagi. Hasil uji konvergensi ditunjukkan oleh Gambar 3-8.



Gambar 3-7: Hasil Meshing struktur sayap



Gambar 3-8: Hasil uji konvergensi

Berdasarkan hasil uji konvergensi tersebut terlihat bahwa ketika jumlah elemen sebanyak 18,826 buah, pemodelan struktur sayap memberikan nilai *displacement* menuju nilai yang konstan seiring bertambahnya jumlah elemen. Berdasarkan hasil ini maka pemodelan struktur sayap tersebut memberikan nilai yang konstan jika jumlah elemen pada pemodelan lebih dari 18,826 elemen.

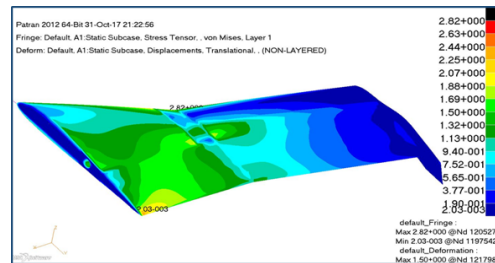
Setelah semua proses untuk input data simulasi selesai dilakukan, selanjutnya simulasi analisis kekuatan struktur sayap dan perhitungan *failure index* menggunakan piranti lunak Patran/Nastran. Hasil simulasi dan perhitungan *failure index* ditunjukkan oleh Tabel 3-6 dan Gambar 3-9, 3-10 dan 3-11.

Tabel 3-6: Nilai Tegangan Maksimum hasil simulasi

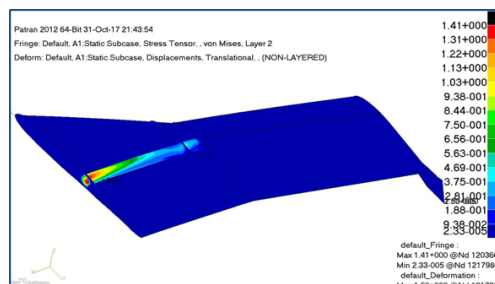
Location	Von Mises Stress Max (MPa)
Upper Skin	2.82
Pipe Spar	1.41
Lower Skin	3.10

Gambar 3-9 menunjukkan tegangan maksimum pada *upper skin* terjadi di daerah dekat sambungan *fuselage* bagian depan. Besarnya tegangan maksimum yang terjadi pada *upper skin* tersebut adalah sebesar 2.82 MPa. Susunan layer pada *upper skin* ini terdiri dari E-GFRP WR100.

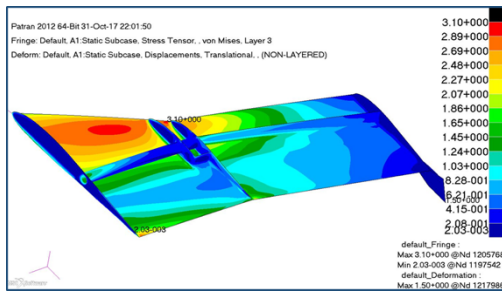
Pada bagian *pipe spar*, daerah dengan tegangan maksimum terjadi di sekitar daerah sambungan dengan *fuselage*, seperti ditunjukkan oleh Gambar 11. Nilai tegangan maksimum yang terjadi di bagian *pipe spar* ini adalah sebesar 1.41 MPa. Bagian *pipe spar* ini tersusun oleh E-GFRP WR200.



Gambar 3-9: Distribusi tegangan Von Mises pada Upper skin untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.



Gambar 3-10: Distribusi tegangan Von Mises pada Pipe spar untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.



Gambar 3-11: Distribusi tegangan Von Mises pada Lower skin untuk kondisi simulasi pembebanan tinggal landas.

Tegangan maksimum pada lower skin berlokasi di tengah sayap, serta bagian sambungan sayap dengan fuselage. Besarnya tegangan maksimum yang terjadi adalah 3.10 MPa. Bagian lower skin disusun oleh E-GFRP WR100.

Berdasarkan nilai tegangan maksimum yang tercantum pada Tabel 3-6, maka dapat di hitung nilai failure index dengan kriteria kegagalan Tsai-Hill untuk masing-masing bagian tersebut dengan menggunakan persamaan (1).

Tabel 3-7: Nilai Failure Index

Location	α
Upper Skin	0.1192
Pipe Spar	0.5109
Lower Skin	0.1319

Nilai failure index yang diperoleh seperti ditunjukkan oleh Tabel 3-7 menunjukkan bahwa untuk komponen struktur upper skin, pipe spar, dan lower skin tidak terjadi keretakan pada susunan laminanya. Hal ini ditunjukkan dengan nilai α , failure index, kurang dari 1.

4 KESIMPULAN

Proses manufaktur dan pengujian material komposit struktur sayap PTTA Ai-X1 pada penelitian ini telah dilakukan. Proses manufaktur dan pengujian ini dilakukan guna menunjang

analisis perhitungan failure index struktur sayap PTTA tersebut.

Berdasarkan hasil nilai α , failure index, analisis struktur sayap PTTA Ai-X1 menurut kriteria kegagalan Tsai-Hill memberikan nilai kurang dari 1, yang menunjukkan bahwa tidak terjadi keretakan pada susunan lamina material komposit sayap PTTA tersebut.

UCAPAN TERIMAKASIH

Penelitian ini berjalan dengan bantuan dari sumber dana DIPA Polban Tahun 2019. Peneliti mengucapkan terima kasih banyak atas bantuan dan support yang diberikan selama penelitian ini berlangsung.

DAFTAR RUJUKAN

Artikel dalam Jurnal (Jurnal Primer)

- [1]Tesla, Nikolas. *Method of and apparatus for controlling mechanism of moving vessel or vehicles*, USA Patent Letter, Patent No. 613,809, dated November 8, 1898.
- [3]<https://airandspace.si.edu/stories/editorial/predator-drone-transformed-military-combat>. Diakses pada tanggal 21 Feb 2020.
- [4]<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170006086.pdf>. Diakses pada tanggal 21 Feb 2020.
- [5]<https://www.eda.europa.eu/what-we-do/activities/activities-search/remotely-piloted-aircraft-systems---rpas>. Diakses pada tanggal 25 Feb 2020.
- [6]Berni, J.A.J., P.J. Zarco-Tejada, L. Suárez, V. González-Dugo, and E. Fereres, 2009a. Remote Sensing of Vegetation from UAV Platforms Using Lightweight Multispectral and Thermal Imaging Sensors. Proceedings of ISPRS Hannover Workshop 2009. Hannover, Germany, 2 – 5 June 2009.
- [7]Yang, C. 2009. Remote Sensing Application for Precision Agriculture: Challenges and Prospects. Paper

presented at the 3rd Asian Conference on Precision Agriculture, Beijing, China, 14 – 17 November, 2009.

- [8]Lin, Z. 2008. UAV for Mapping - Low Altitude Photogrammetric Survey. The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences. Vol. XXXVII. Part B1. Beijing 2008.
- [9]Barnard Microsystems Limited. 2011. Developing Unmanned Aircraft Systems to benefit Mankind. http://www.barnardmicrosystems.com/L2_unmanned_air_systems.htm. diunduh tanggal 21 Feb 2020.
- [10]Rizatus Shofiyanti. (2011). Teknologi Pesawat Tanpa Awak untuk Pemetaan dan Pemantauan Tanaman dan Lahan Pertanian. Informatika Pertanian, Vol. 20 No. 2, pp. 58 – 64.
- [11]Iryani, Lenny dkk. (2019). Manufacturing Spar I Beam Profile of UAV Wing Structure Made of Composite Material. Jour of Adv Research in Dynamical & Control Systems, Vol. 11, 11-Special Issue. ISSN 1943-023X. DOI: 10.5373/JARDCS/V11SP11/20193066

Buku

- [12]Annual Book of ASTM Standards, 2002. *Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*. ASTM International, United States ASTM.
- [13]Annual Book of ASTM Standards, 1999. *Standard Test Method for Shear Properties of Composite Materials by the V-Notched Beam Method*. ASTM International, United States ASTM.
- [14]B.K, D. I. (2000). *Mekanika Struktur Komposit*. Penerbit ITB.

Skripsi/Tesis/Disertasi

- [15]Andhanari, D. (2010). *Analisis Distribusi Tegangan Pada Bilah Turbin Angin Berbahan Komposit dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga*

Untuk Memperoleh Konfigurasi Struktur Komposit Yang Optimum. Tugas Akhir Institut Teknologi Bandung. Bandung. 105 hlm.

- [16]Harrison, S. K. (2006). *Comparison of Shear Modulus Test Methods*. Blacksburg: Thesis.

Naskah Prosiding

- [17]Pierre-Jean Bristeau, François Callou, David Vissière. *The Navigation and Control technology inside the AR.Drone micro UAV*, Proceedings of the 18th World Congress The International Federation of Automatic Control Milano (Italy) August 28 - September 2, 2011.

Naskah Konferensi

- [2] Henri Eisenbeiss, 2004. *A Mini Unmanned Aerial Vehicle (UAV): System Overview and Image Acquisition*, Paper presented at the International Workshop on "Processing and Visualization Using High-Resolution Imagery", 18-20 November 2004, Pitsanulok, Thailand.