

ANALISIS NUMERIK BADAN PESAWAT SEJENIS UAV AEROSTAR PADA FASE TERBANG *CRUISE*

Agung Dwi Sasongko¹, Handoko¹, Raihan Rafif²

¹. Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI AU, Bandung, Indonesia

². PT. Arke Global Rekayasa Nusantara, Bandung, Indonesia

e-mail : agungdwisasonko92@gmail.com

Abstrak — Pesawat Terbang Tanpa Awak atau UAV merupakan pesawat udara yang mampu terbang dengan interval waktu tertentu tanpa dikendarai oleh pilot, pengendalian pesawat dilakukan secara otomatis melalui perangkat elektronik yang diprogram serta mampu melakukan misinya berulang kali. Kebutuhan terhadap UAV merupakan salah satu tuntutan perkembangan teknologi penerbangan. Dalam jurnal ini, penelitian berupa simulasi numerik dilakukan pada struktur badan UAV sejenis Aerostar dengan pembebanan pada fase terbang *cruise*. Badan UAV dirancang dapat menahan beban sebesar 132 kg pada fase terbang *cruise* dengan *load factor* 3,8g. Analisis numerik dari pembebanan statik dilakukan dengan *finite element method* menggunakan *software* Abaqus. Struktur badan UAV dirancang terdiri dari beberapa komponen diantaranya adalah frame, longeron, dan skin atau biasa disebut juga dengan struktur *semi-monocoque*. Material yang digunakan pada struktur badan UAV adalah komposit dengan tipe E-Glass EW 185/Epoxy. Terdapat dua kriteria kegagalan yang digunakan untuk menentukan kekuatan material dengan pembebanan tertentu. Dalam penelitian ini, kriteria kegagalan yang digunakan diantaranya adalah kriteria kegagalan Tsai-Wu dan kriteria kegagalan Tsai-Hill. Berdasarkan hasil simulasi yang dilakukan, diperoleh tegangan maksimum pada fase terbang *cruise* sebesar 32,25 MPa. Adapun besarnya kriteria kegagalan Tsai-Hill maksimum yang terjadi sebesar 0,7558 dan untuk kriteria kegagalan Tsai-Wu sebesar 0,8032. Dari hasil tersebut, dapat disimpulkan bahwa struktur badan UAV masih aman ketika sedang beroperasi pada fase terbang *cruise*, namun diperlukan penelitian lebih lanjut untuk struktur badan UAV pada fase terbang *take-off dan landing*.

Kata kunci: *finite element method*, badan UAV, *cruise*, kriteria kegagalan

1. PENDAHULUAN

Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) sering disebut *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan pesawat udara yang mampu terbang dengan interval waktu tertentu tanpa dikendarai oleh pilot, pengendalian pesawat dilakukan secara otomatis melalui perangkat elektronik yang diprogram serta mampu melakukan misinya berulang kali. Kebutuhan terhadap pesawat ringan tanpa awak (UAV) merupakan salah satu tuntutan perkembangan teknologi penerbangan.

Pesawat tanpa awak kelas ringan merupakan salah satu jenis pesawat yang sedang meningkat kebutuhannya penggunaannya oleh beberapa pihak. UAV masih dalam

tahap awal kematangannya sehingga masih banyak ruang untuk dikembangkan. Dinas Penelitian dan Pengembangan TNI Angkatan Udara (Dislitbangau) sebagai institusi negara turut serta melaksanakan kegiatan penelitian pesawat tanpa awak. Pada penelitian ini menggunakan subjek yaitu pesawat sejenis UAV Aerostar yang aktif beroperasi di TNI AU.

Pesawat sejenis UAV Aerostar ini merupakan bagian dari proyek sistem pengawasan maritim, dimana pesawat ini membawa beberapa misi tertentu diantaranya sebagai eksekutor dari peran intelijen, pengintaian udara, dan akuisisi target. Dalam setiap misinya struktur pesawat membawa banyak muatan.



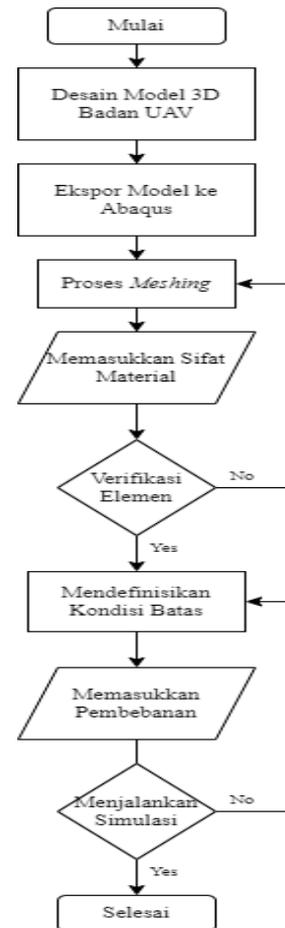
Gambar 1-1. UAV Aerostar [1]

Beberapa penelitian sebelumnya banyak yang menganalisis mengenai desain dan simulasi numerik pesawat tanpa awak. Chen dan Lu telah melakukan penelitian metode simulasi numerik mengenai pembebanan pada badan UAV dengan menggunakan metode elemen analisis [2]. Desain dan analisis badan UAV dilakukan menggunakan *finite element method* (FEM) untuk menunjukkan lokasi

tegangan maksimum pada pembebanan yang diberikan [3]. Menurut Mulyadi, *finite element method* adalah metode numerik yang digunakan untuk menyelesaikan permasalahan teknik dan matematis dari suatu gejala phisis yang diantaranya adalah tegangan, regangan, kekuatan, dan analisa getaran[5].

2. METODOLOGI

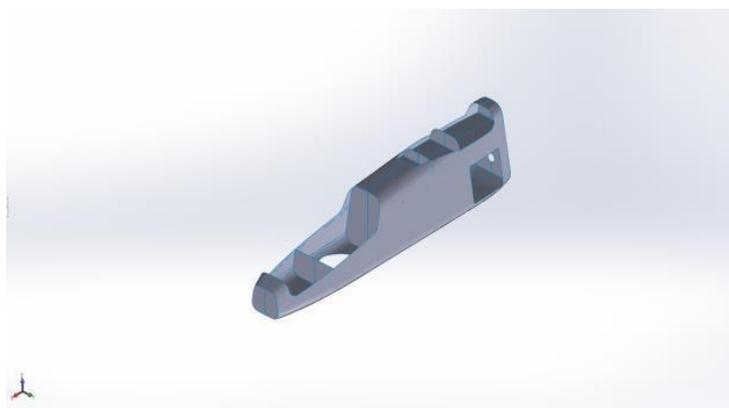
Metode awal yang digunakan dalam penelitian ini adalah dengan melakukan desain dari badan UAV menggunakan *software CAD (Computer Aided Design)*. Dalam kasus ini, *software* yang digunakan adalah Solidwork. Setelah tahap desain selesai dilakukan, Langkah selanjutnya adalah *export* modelnya ke dalam *software finite element*. Model *finite element* yang telah di *import* dari Solidwork terdiri dari beberapa komponen terpisah, sehingga perlu digabungkan menjadi satu bagian sebelum menjalankan proses simulasinya. Komponen yang ada pada *software finite element* kemudian dipartisi menjadi beberapa bagian berupa elemen. Setelah itu sifat material, pembebanan dan kondisi batas dimasukkan ke dalam model, sehingga proses simulasi dapat dijalankan. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1. Alur Kerja Penelitian

Detail dari desain badan UAV dilakukan menggunakan Solidwork. Gambarnya dapat dilihat di Gambar 2-2. Pada umumnya badan UAV memiliki komponen yang terdiri dari *frame*, *skin*, dan *longeron*. *Frame* bertujuan untuk mempertahankan bentuk dari badan UAV. Sedangkan *longeron* dan *frame* bertujuan untuk menerima beban berupa *bending*

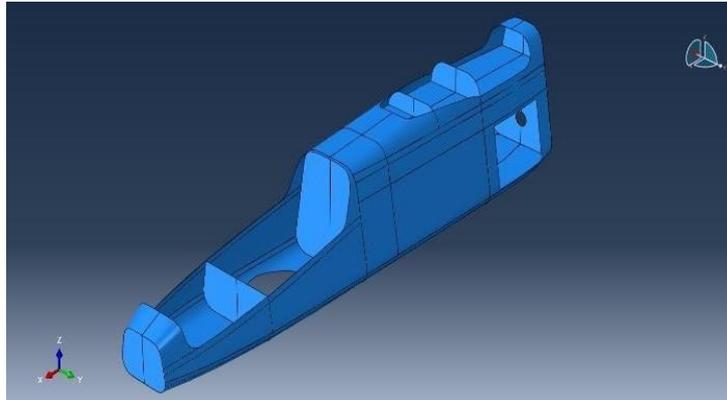
dan *torsion* berdasarkan pembebanan yang terjadi pada UAV. Komponen *skin* berfungsi untuk menerima beban berupa *tension* dan melapisi struktur badan UAV selama pesawat tersebut menjalankan misi.



Gambar 2-2. Fuselage 3D Drawing

Setelah model 3D selesai, Langkah selanjutnya adalah membentuk model di *software finite element*. Dalam kasus ini, model yang dibuat di Solidwork berupa *surface* dengan tujuan simulasi yang dilakukan di *software finite element* menggunakan elemen *shell* dibandingkan menggunakan elemen *solid*. Hal tersebut dikarenakan ketebalan dari

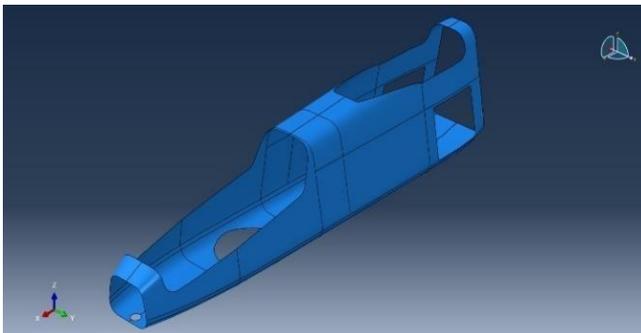
komponen pada badan UAV jauh lebih kecil dibandingkan panjang ataupun lebarnya. Selain itu, keuntungan dari pemodelan yang berupa elemen *shell* adalah waktu simulasinya yang relatif lebih singkat dibandingkan elemen *solid* dengan tingkat keakuratan yang tidak jauh berbeda.



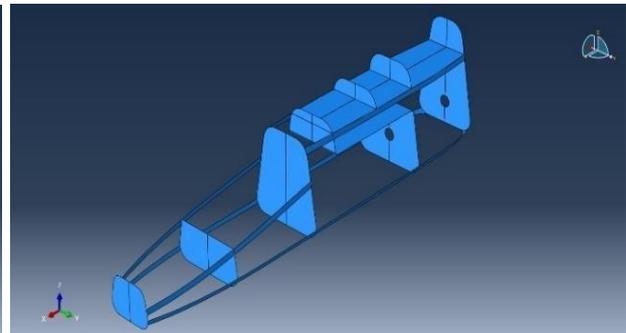
Gambar 2-3. *Fuselage Surface Model*

Struktur *skin*, *frame* dan *longeron* yang berupa 3D model memiliki material berupa komposit. Pada struktur *skin*, terdapat beberapa bukaan yang memiliki fungsi untuk keluar masuknya

payload dan *fuel tank* serta sambungan dengan sayap. Gambar detailnya ditunjukkan pada Gambar 2-4 dan Gambar 2-5.



Gambar 2-4. *Fuselage Skin Model*



Gambar 2-5. *Fuselage Frame and Longeron Model*

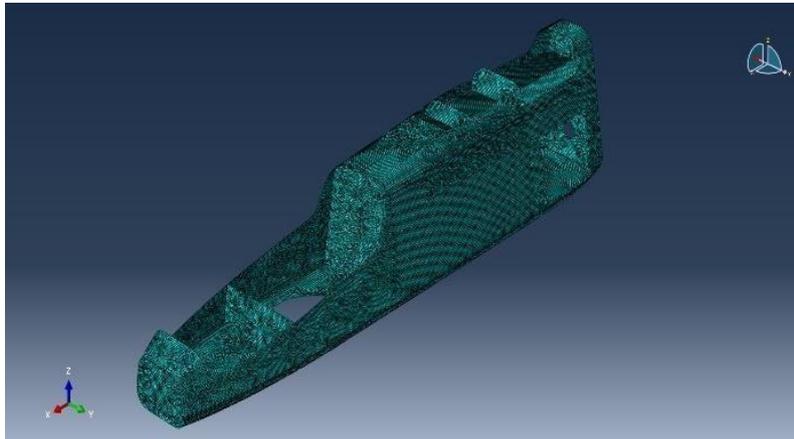
Salah satu proses dalam analisis kekuatan struktur adalah proses *meshing*. Proses ini membagi suatu komponen menjadi beberapa bagian berupa elemen. Jumlah elemen yang nilainya berhingga tersebut bertujuan untuk mentransfer beban dari satu elemen yang terdapat kondisi batas atau pembebanan ke elemen lainnya. Kualitas dari bentuk elemen menentukan hasil dari simulasi. Semakin bagus kualitas dari proses *meshing*, maka semakin akurat pula hasil yang didapatkan.

Konsekuensi dari proses *meshing* yang semakin bagus adalah semakin lama pula waktu simulasinya.

Bentuk elemen yang digunakan pada penelitian ini ada dua, yakni berupa *quad* dan *tri*. Perbedaan kedua jenis elemen tersebut yakni pada bentuknya. Apabila elemen *quad* berbentuk segi empat, sedangkan elemen *tri* berbentuk segi tiga. Untuk keakuratannya, elemen *quad* lebih akurat dibandingkan

dengan elemen *tri*. Penggunaan elemen *tri* dilakukan jika geometri pada beberapa komponennya sangat rumit sehingga terpaksa menggunakan elemen tersebut. Kedua elemen tersebut digunakan dengan asumsi berupa *plane stress*. Asumsi tersebut cukup akurat apabila digunakan pada

struktur dengan ketebalan yang relatif tipis. Keunggulan dari penggunaan *shell* elemen dibandingkan dengan *solid* elemen adalah dari sisi waktu komputasinya. Model *finite element* dengan *shell* elemen dapat dilihat pada Gambar 2-6.



Gambar 2-6. *Meshed Geometry*

Struktur *skin*, *frame* dan *longeron* pada badan UAV menggunakan material komposit. Material komposit banyak digunakan dikarenakan memiliki keunggulan berupa ringan dan memiliki kekuatan yang cukup tinggi. Desain material untuk struktur badan UAV menggunakan komposit E-Glass EW 185/Epoxy, dengan banyak ply tertentu

sesuai dengan komponennya. Sifat material dari komposit ditunjukkan pada Tabel 2-1, sedangkan banyak ply tiap komponen ditunjukkan pada Tabel 2-2. Adapun alasan penggunaan E-glass pada struktur badan UAV dikarenakan interaksinya dengan komponen avionik yang cukup baik.

Tabel 2-1. *Material Properties* [4]

No	Properties		Unit	Glass EW 185 Cloth
1.	Tensile Modulus	0°	MPa	8088
		90°	MPa	8088
2.	Tensile Strength	0°	MPa	322,57
		90°	MPa	322,57
3.	Compressive Strength	0°	MPa	116,44
		90°	MPa	116,44
4.	Poisson's Ratio (ν)			0,2
5.	In-Plane Shear Modulus	G12	MPa	3370
6.	In-Plane Shear Strength	S12	MPa	30
7.	Bonding Shear Strength		MPa	20
8.	Thickness Per Ply	Longeron and Frame	mm	0,2
		Skin	mm	0,8
9.	Density	ρ	gr/cm ³	1,5

Tabel 2-2. Stacking Sequence

No	Component	Thickness (mm)	Orientation
1	Frame Inner	4,8	[(0°/45°) ₆] _s
2	Frame Outer	6,4	[(0°/45°) ₈] _s
3	Longeron	9,6	[(0°/45°) ₁₂] _s
4	Skin	3,6	[0°/45°] _{2s}

Untuk menentukan kerusakan pada struktur komposit, akan digunakan dua kriteria kegagalan yakni kriteria kegagalan Tsai-Hill dan kriteria kegagalan Tsai-Wu. Adapun

persamaan yang digunakan pada kriteria kegagalan Tsai-Hill [9] dan Tsai-Wu [6] ditunjukkan sebagai berikut,

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_{11}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_{11}\sigma_{12}}{X_{11}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{22}}{X_{22}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{X_{12}}\right)^2 < 1$$

$$H_1\sigma_{11} + H_2\sigma_{22} + H_6\tau_{12} + H_{11}\sigma_{11}^2 + H_{22}\sigma_{22}^2 + H_{66}\tau_{12}^2 + 2H_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} < 1$$

$$H_1 = \frac{1}{X_{11}^T} - \frac{1}{X_{11}^C}$$

$$H_2 = \frac{1}{X_{22}^T} - \frac{1}{X_{22}^C}$$

$$H_{11} = \frac{1}{X_{11}^T X_{11}^C}$$

$$H_{22} = \frac{1}{X_{22}^T X_{22}^C}$$

$$H_6 = 0$$

$$H_{66} = \frac{1}{X_{12}^2}$$

$$H_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{X_{11}^T X_{11}^C X_{22}^T X_{22}^C}}$$

Dimana σ dan τ adalah tegangan yang terjadi pada komponen, dan X adalah kekuatan

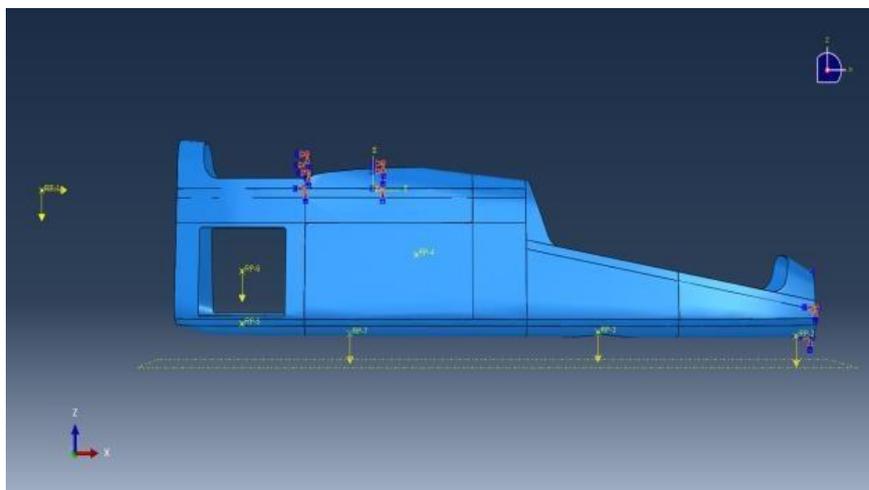
material. Material akan gagal apabila hasil dari kedua persamaan tersebut lebih dari 1.

Table 2-3. Concentrated Loads

Loads	Value (Load factor 1g)
Engine Weight	140,28 N
Payload Weight	376,34 N
Fuel Tank (Full Tank)	516,69 N
Fuselage	260,95 N
Landing Gear	49,05 N
Engine Thrust	1128,15 N

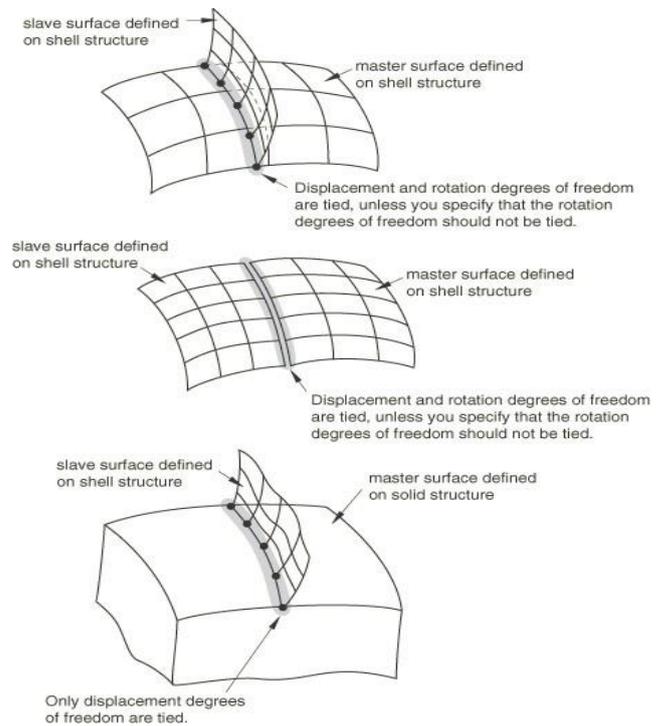
Dalam penelitian ini, terdapat lima pembebanan dalam bentuk *concentrated loads* dan terdapat satu pembebanan yang mendefinisikan massa inersia dari komponen badan UAV yang dimodelkan. Pembebanan ini dibentuk untuk merepresentasikan pembebanan yang sebenarnya terjadi pada struktur badan UAV ketika fase terbang *cruise* dengan *load factor* sebesar 3,8g. Jenis pembebanan dan besarnya ditunjukkan pada Tabel 2-3.

Dalam proses analisis pembebanan yang terjadi pada badan UAV, beban dinyatakan sebagai *concentrated force* dan sebagai *gravity*. *Concentrated force* adalah beban yang secara spesifik dilokasikan di suatu titik tertentu sebagai pusat massanya, sedangkan *gravity* adalah beban inersia dari komponen yang dimodelkan. Kondisi batas yang diterapkan pada badan UAV didefinisikan sebagai *fixed* pada koneksi badan UAV dengan bagian depan dari badan UAV serta sambungan antara badan dengan sayap dari UAV. Kondisi batas dan pembebanan yang diterapkan pada badan UAV ditunjukkan pada Gambar 2-7.



Gambar 2-7. Definition for boundary condition and loads

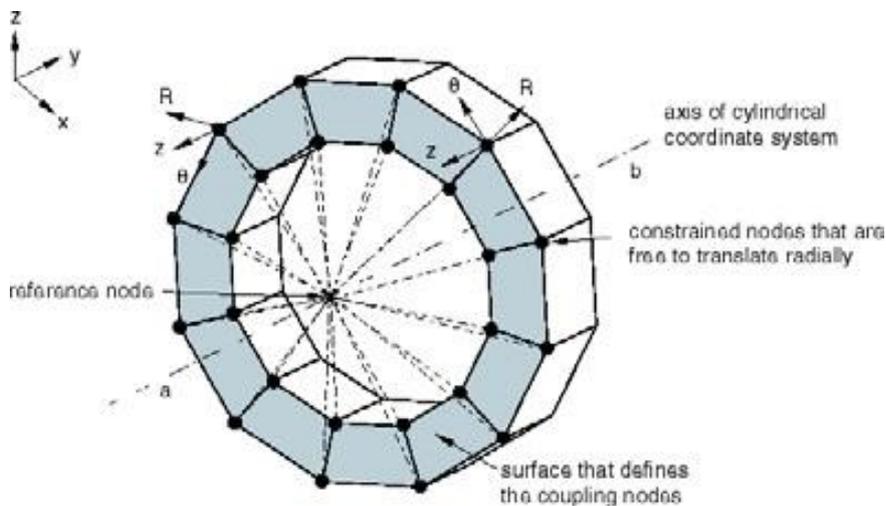
Di dalam *software* Abaqus yang merupakan *software finite element*, ketika komponen 3D diimpor dari Solidwork, masing-masing komponen yang telah dibuat akan otomatis terpisah antara satu sama lain. Oleh karena itu, dibutuhkan proses tambahan untuk memodelkan antar komponen tersebut menyambung satu sama lain. Proses untuk penyambungan antar komponen tersebut disebut sebagai *tie constraint*. Dalam proses *tie constraint*, satu permukaan atau suatu daerah yang terdapat titik didefinisikan sebagai *master* dan permukaan atau daerah titik lainnya didefinisikan sebagai *slave*. Suatu titik akan tersambung apabila antar permukaannya cukup dekat satu sama lain. Proses pemilihan daerah *master* dan *slave* menentukan hasil dari simulasinya. Tiap titik hanya dapat digunakan sebagai *slave* sekali dan jika digunakan lebih dari sekali maka simulasi yang dijalankan akan menghasilkan *error*. *Tie constraint* cocok digunakan Ketika terdapat dua komponen berupa *surface*. Hal tersebut dikarenakan derajat kebebasan dalam arah rotasi ataupun perpindahannya terikat satu sama lain.



Gambar 2-7. *Tie Constraint* [7]

Untuk interaksi antara beban dan badan UAV, digunakan proses *coupling constraint*. Hal ini dikarenakan daerah tertentu dari badan UAV akan terikat ke satu titik dimana pembebanan

tersebut diberikan. *Coupling constraint* pada umumnya digunakan untuk menerapkan pembebanan ataupun kondisi batas.

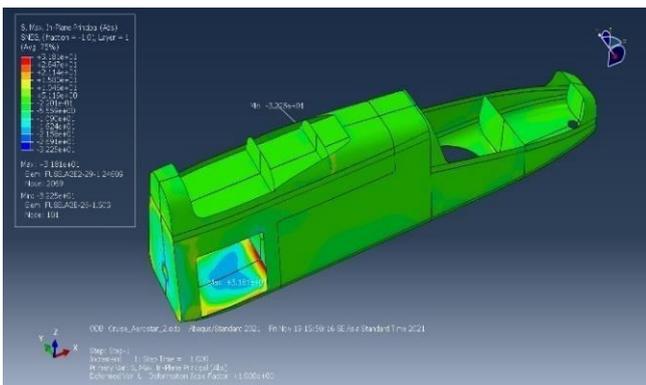


Gambar 2-8. *Coupling Constraint* [8]

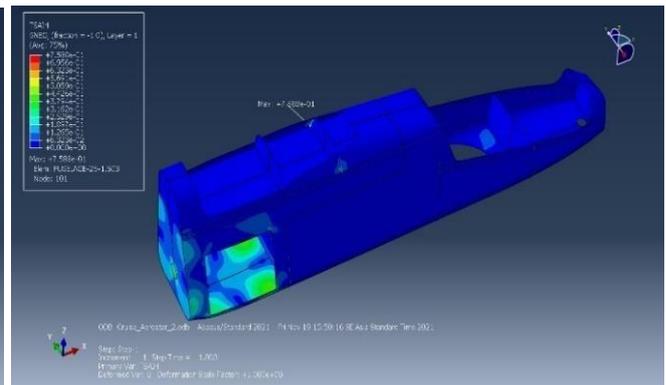
3. HASIL DAN ANALISIS

Pada desain komposit badan UAV, simulasi dilakukan dengan *finite element method* (FEM) menggunakan *software* Abaqus. Pada *software* tersebut, simulasi dapat dilakukan untuk menganalisis kekuatan dari material komposit pada komponen badan UAV. Pada *software* Abaqus, dapat diatur jumlah *layer*, ketebalan *layer*, orientasi *layer* dan material dari tiap *layer*. Dalam pengerjaannya, dapat ditentukan pula sistem koordinat yang ingin digunakan. Dalam penelitian ini jumlah *layer* serta ketebalan untuk tiap *layer* nya telah disusun sesuai dengan Tabel 2-2.

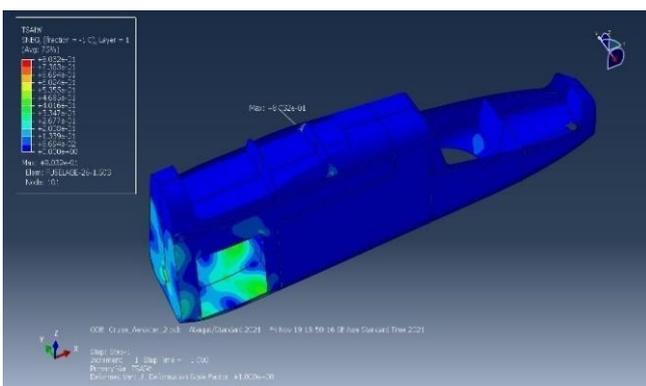
Hasil dari analisis tegangan pada badan UAV dapat dilihat pada Gambar 3-1 sampai Gambar 3-4. Analisis tegangan dilakukan untuk mengetahui lokasi tegangan maksimum yang terjadi pada badan UAV. Sedangkan kriteria kegagalan Tsai-Wu dan Tsai-Hill digunakan untuk mengetahui kegagalan atau tidaknya struktur badan UAV dengan pembebanan tertentu. Struktur badan UAV dapat dikatakan aman apabila nilai dari kriteria kegagalannya kurang dari 1. Adapun distribusi defleksi yang terjadi pada badan UAV ditujukan untuk mengetahui besarnya defleksi daerah-daerah tertentu pada badan UAV.



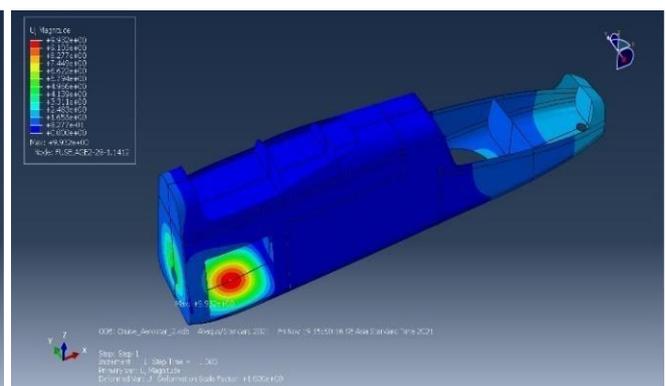
Gambar 3-1. Max. Principal Stress



Gambar 3-2. Tsai-Hill Criterion Result



Gambar 3-3. Tsai-Wu Criterion Result



Gambar 3-4. Displacement Result

Gambar 3-1 menunjukkan distribusi tegangan pada badan UAV pada fase terbang *cruise*. Pembebanan yang diberikan pada penelitian adalah pada saat kondisi terbang dengan *load factor* sebesar 3,8g sesuai dengan kriteria desain CASR bagian 23. Dari kondisi tersebut, diperoleh distribusi tegangan pada badan UAV dengan besar tegangan maksimum sebesar 31,81 MPa (tegangan tarik) dan 32,25 MPa (tegangan tekan). Tegangan tarik maksimum terjadi pada daerah antara *main landing gear* dan beban *fuel tank*, sedangkan tegangan tekan maksimum terjadi pada daerah sambungan antara badan dan sayap dari UAV. Untuk menentukan kegagalan suatu struktur, digunakan kriteria kegagalan Tsai-Wu dan Tsai-Hill. Gambar 3-2 dan Gambar 3-3. menunjukkan distribusi kriteria kegagalan Tsai-Hill dan distribusi kegagalan Tsai-Wu pada struktur badan UAV. Nilai maksimum kriteria kegagalan Tsai-Hill sebesar 0,7558 dan nilai maksimum kriteria kegagalan Tsai-Wu sebesar 0,8032. Kedua nilai maksimum tersebut terjadi pada daerah sambungan antara badan dan sayap dari UAV. Sehingga dapat disimpulkan bahwa daerah tersebut merupakan daerah yang pertama kali mengalami kegagalan. Gambar 3-4 menunjukkan distribusi defleksi dari struktur badan UAV. Dari distribusi defleksi tersebut, nilai defleksi maksimum sebesar 9,93 mm terjadi pada daerah badan UAV yang menahan beban *fuel tank*. Dari hasil tersebut,

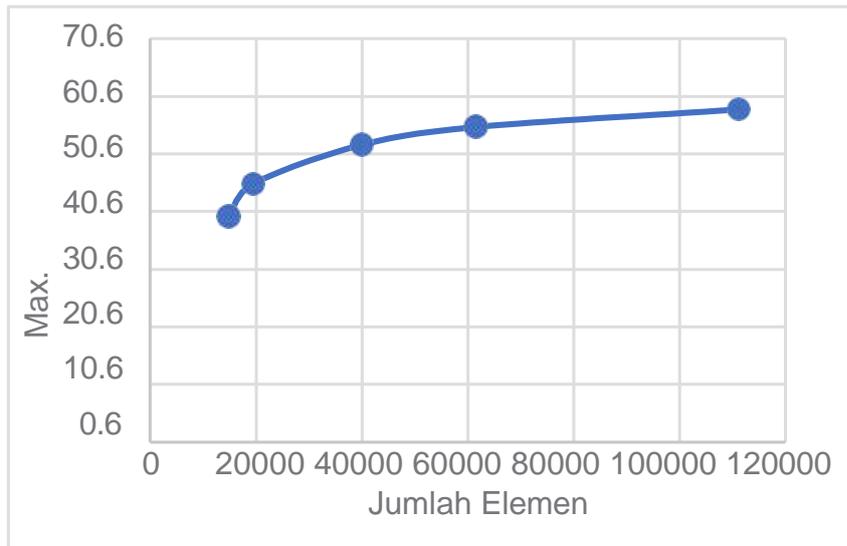
dapat disimpulkan bahwa daerah kritis pada badan UAV saat fase terbang *cruise* terjadi pada *frame* sambungan badan dan sayap dari UAV. Hal tersebut dikarenakan komponen *frame* pada badan UAV diberi kondisi batas berupa *fixed* yang berfungsi untuk menahan komponen lainnya dari beban yang diberikan.

Dari hasil yang didapatkan tersebut, tegangan yang terjadi pada struktur nilainya masih dibawah dari kekuatan material yang digunakan serta didukung dengan kriteria kegagalan yang nilainya masih dibawah 1. Sehingga dapat disimpulkan bahwa struktur badan UAV dapat menahan beban yang beroperasi selama fase terbang *cruise*. Hasil dari analisis numerik tersebut dapat digunakan sebagai acuan untuk iterasi desain penelitian selanjutnya. Adapun hal yang dapat diiterasikan diantaranya adalah melakukan simulasi pada fase terbang *take off* dan *landing*.

Ujikonvergensi dilakukan dengan mengetahui efek dari ukuran elemen pada model terhadap hasil simulasi yang didapatkan. Oleh karena itu, pada penelitian ini dilakukan uji konvergensi dengan 5 ukuran elemen yang berbeda-beda. Hasil simulasi yang ditampilkan adalah hasil simulasi ketika tidak ada perbedaan signifikan apabila jumlah elemennya dinaikkan. Hasil dari uji konvergensi pada struktur badan UAV ditampilkan pada Tabel 3-1. dan Gambar 3-5.

Tabel 3-1. Uji konvergensi

No	Element	Max.Principal (Mpa)	Tsai-Wu	Displacement (mm)
1	14835	39,61	0,633	19,87
2	19411	45,34	0,647	20,07
3	40013	52,14	0,654	20,18
4	61592	55,22	0,657	20,21
5	111241	58,27	0,658	20,24



Gambar 3-5. Uji Konvergensi Fuselage

4. KESIMPULAN

Berdasarkan simulasi dan analisis yang telah dilakukan, dapat disimpulkan bahwa,

- Material komposit Glass EW 185 Cloth/ Polyester dapat digunakan sebagai material pada badan UAV untuk menahan beban operasional selama fase terbang *cruise* dengan *load factor* sebesar 3,8g.
- Tegangan maksimum yang terjadi pada badan UAV selama fase terbang *cruise* adalah sebesar 31,81 MPa (tegangan tarik) pada daerah antara *main landing gear* dan beban *fuel tank* serta sebesar 32,25 (tegangan tekan) pada daerah sambungan antara badan dan sayap dari UAV.
- Kriteria kegagalan maksimum Tsai-Hill sebesar 0,7558 dan nilai maksimum kriteria kegagalan Tsai-Wu sebesar 0,8032. Kedua kriteria kegagalan tersebut terjadi pada daerah sambungan antara badan dan sayap dari UAV.
- Besar defleksi maksimum sebesar 9,93 mm terjadi pada daerah badan UAV yang menahan beban *fuel tank*.

- Dapat dilakukan penelitian lebih lanjut untuk simulasi pembebanan badan UAV pada fase *take off* dan *landing*.

Penguatan perlu dilakukan pada daerah kritis tertentu untuk memastikan bahwa struktur tersebut aman ketiak UAV sedang beroperasi. Oleh karena itu, ketebalan pada komponen *skin* yang menahan beban *fuel tank* dibuat cukup tebal mengingat bahwa badan UAV menahan beban sekitar 132 kg. Selain dari ketebalan komponen *skin* UAV yang diperkuat, ada pula solusi lain berupa mengganti jenis materialnya ataupun mengubah orientasi *layer* laminanya.

Penelitian ini menampilkan kekuatan struktur komposit apabila digunakan pada badan UAV dengan pembebanan tertentu pada fase terbang *cruise*. Dapat dilihat bahwa *software* Abaqus dapat digunakan untuk menganalisis distribusi tegangan dan juga menentukan kriteria kegagalan Tsai-Wu dan Tsai-Hill pada suatu struktur. Namun, diperlukan penelitian lebih lanjut badan UAV ini dalam fase terbang *take off* dan *landing* serta perlu diperkuat lagi hasil analisis ini dengan kegiatan eksperimen.

REFERENSI

- [1] Ziyadi, A. (2020). Drone Bayraktar Turki Hasil Transfer Teknologi dari Israel. <https://militermeter.com/drone-bayraktar-turki-hasil-transfer-teknologi-dari-israel/>
- [2] Chen. Y, Lu. X, (2018). Numerical simulation of unmanned aerial vehicle under centrifugal load and optimization of milling ang planning. AIP Conference Proceedings 1967, 040062 (2018)
- [3] Dassault Systemes, (2010). Introduction to Abaqus. Abaqus User Documentations.
- [4] K. Abdurohman, Simulasi Uji Tarik Komposit Glass-Epoxy Hasil Vacuum Bagging, (Pustekbang, Bogor, 2015).
- [5] Mulyadi, S. (2011). Analisa Tegangan-Regangan Produk Tongkat Lansia Dengan Menggunakan Metode Elemen Hingga. Jurnal ROTOR, 4, 1.
- [6] A. J. Kolios and S. Proia, "Evaluation of the Reliability Performance of Failure Criteria for Composite Structures," (World Journal of Mechanics, no. 2, 2012), pp. 162-170.
- [7] Abaqus Documentation. (2017). Mesh tie constraints. <https://abaqus-docs.mit.edu/2017/English/SIMACAECSTRefMap/simacst-c-tiedconstraint.htm>
- [8] Abaqus Documentation. (2017). Coupling constraints. <https://abaqus-docs.mit.edu/2017/English/SIMACAECSTRefMap/simacst-c-coupling.htm>
- [9] Hafid, M. dan Ramdhan, Redha Akbar. Numerical Investigation on the fuselage airframe of LSU 05 NG. (Jurnal Teknologi Dirgantara Vol.18 No.2, Desember 2020), hal 93-103