

Simulasi Numerik Tumbukan Kecepatan Rendah Pada Struktur *Sandwich Panel Engine Nacelle* Pesawat *Jet Transport*

Ari Suryo O^{*.1}, Sahril Afandi², Endah Yuniarti³, Budi Aji W⁴

^{1,2,3,4} Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Suryadarma

^{*}*Corresponding Author.* Arisuryooktaviano@gmail.com

Abstrak - *Engine Nacelle* dapat diartikan rumah untuk mesin pesawat karena mereka melindungi turbin gas dari *Foreign Object Debris* (FOD). Kerusakan bagian atau komponen pesawat terbang dapat bervariasi yang terjadi seperti lekukan, lubang kecil, dan noda darah apabila terjadi tabrak burung. Konstruksi *sandwich* saat ini sedang dikembangkan untuk aplikasi struktur utama pesawat, dimana daya tahan dan toleransi kerusakan apabila terjadi tumbukan adalah yang utama untuk dipertimbangkan. Dalam menentukan material struktur pesawat terbang khususnya struktur *sandwich* perancangan pesawat terbang harus melalui tahap pengujian terhadap komponen-komponennya. Simulasi numerik ini menggunakan aplikasi ABAQUS, metode yang digunakan dalam jenis tumbukan adalah *Dynamic Explicit*. Kecepatan yang digunakan dalam simulasi ini adalah 5 m/s, 7 m/s, dan 10 m/s. Untuk mencari hasil yang optimal dilakukannya optimisasi arah serat komposit pada *engine nacelle*. Hasil optimisasi arah serat dan serat yang digunakan adalah [0°, 45°, -45°, 0°]s dengan kecepatan yang digunakan adalah 7 m/s. Dengan hasil perpindahan lebih kecil 40 % dibandingkan arah serat sebelumnya. Konstruksi *sandwich* dapat memberikan kekakuan dan kekuatan yaitu 1,16 kali lebih kaku dan 2,27 kali lebih kuat.

Kata Kunci: *Engine Nacelle*, Foreign Object Damage (FOD), Struktur *Sandwich*, Simulasi Numerik.

I. PENDAHULUAN

Di masa saat ini kebutuhan akan material struktur yang ringan semakin bertambah karena lebih fokus pada pengurangan konsumsi bahan bakar serta perbaikan dalam pengurangan emisi. Dan aspek keamanan dan kekuatan untuk efektifitas dalam membuat desain struktur *Engine Nacelle*.

Engine Nacelle dapat diartikan rumah untuk mesin pesawat karena mereka melindungi turbin gas dari *Foreign Object Debris* (FOD). Bagian – bagian umum dari struktur *engine* adalah *Fanduct*, *Core cowl*, dan *Core duct*. *Engine Nacelle* atau komponen pesawat terbang yang lain juga sangat mungkin terjadi tumbukan dengan serpihan benda asing atau *Foreign Object Debris* (FOD). Ancaman tumbukan serpihan benda asing memiliki hubungan dengan material komponen pesawat. Material tersebut dituntut memiliki ketahanan terhadap beban akibat *impact*. Perbedaan material setiap komponen mengakibatkan perlakuan berbeda pula ketika menerima *impact*. Kerusakan bagian atau komponen pesawat terbang berbagai variasi yang terjadi seperti lekukan, lubang kecil, dan noda darah apabila terjadi tabrak burung.

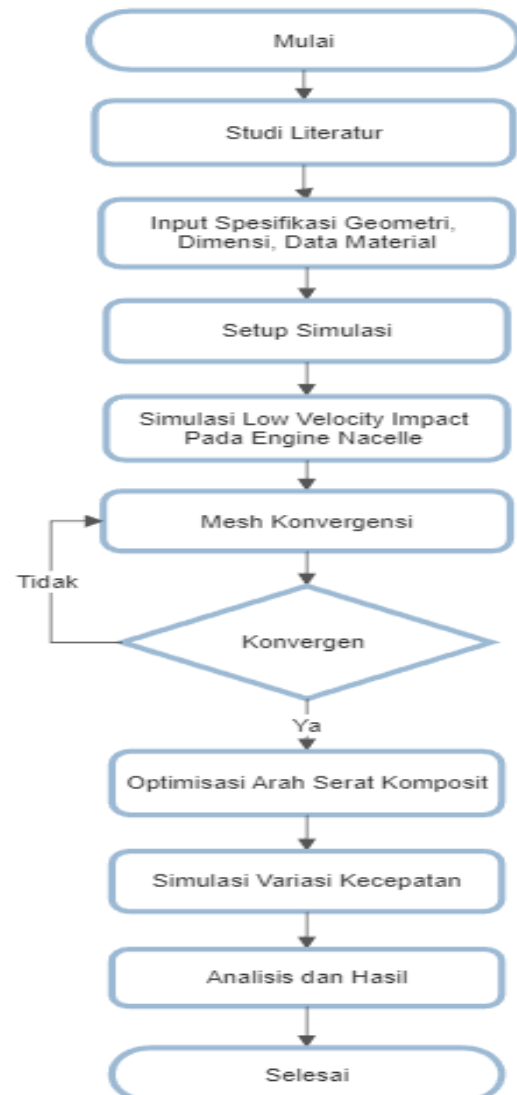
Komponen dengan material *sandwich* sedang dipertimbangkan untuk aplikasi pada struktur utama pesawat, dimana kelebihan struktur *sandwich* adalah daya tahan dan toleransi kerusakan. Oleh karena itu, memahami efek buruk dari *in-service* peristiwa dampak (kerusakan dampak dan kerusakan penetrasi) telah menjadi kritis. Dampak kecepatan rendah dapat dikaitkan dengan adanya *scratch* atau *dent* yang cukup umum seperti tabrak burung, batu hujan es, alat jatuh, serpihan benda asing yang dilemparkan naik dari landasanpacu akibat pergerakan pesawat^[1].

Dalam menentukan material untuk struktur pesawat terbang khususnya struktur *sandwich* perancangan pesawat terbang harus melalui tahap pengujian terhadap komponen-komponennya. Persyaratan pengujian tersebut mengacu pada *Civil Aviation Safety Regulation* (CASR) bagian 25 yang diterbitkan oleh Kementerian Perhubungan Republik Indonesia. Salah satu pengujian yang dilakukan untuk memperoleh sertifikasi adalah kekuatan struktur dan komponen pesawat ketika terjadi tumbukan atau menerima beban *impact*. Oleh karena itu, pada penelitian ini melanjutkan penelitian sebelumnya, dilakukan simulasi numerik tumbukan *kecepatan rendah untuk mengetahui perilaku struktur sandwich Engine Nacelle* pesawat *jet transport* menggunakan perangkat lunak ABAQUS dengan variasi kecepatan dan menghasilkan indeks kriteria kegagalan struktur.

II. METODE PENELITIAN

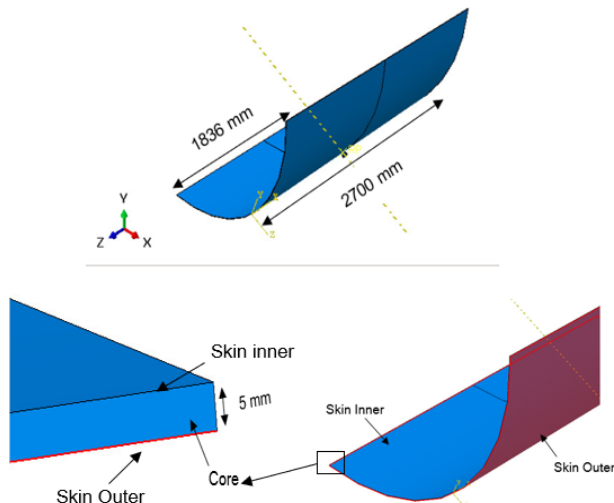
2.1 Prosedur Penelitian

Berikut adalah Flowchart Penelitian yang disajikan pada **Gambar 2.1**:



Gambar 2.1 Diagram Alir Penelitian

2.2 Geometri Pemodelan *Engine Nacelle*



Gambar 2.2 Geometri Pemodelan Engine Nacelle

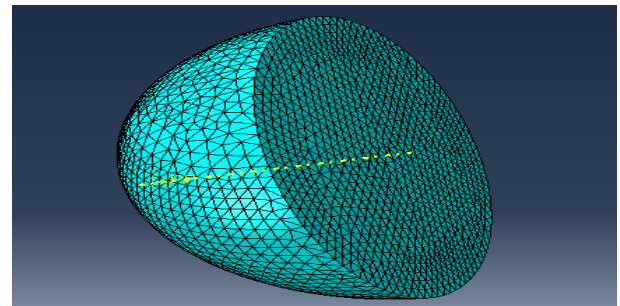
Bentuk geometri struktur *Engine Nacelle* di meshing menjadi bagian-bagian kecil berbentuk kotak untuk mencari solusi yang berupa temperature struktur. *Global size* untuk *meshing* part ini digunakan 25 untuk kerapihan dan ketelitian hasil saat simulasi dijalankan. Pada *part* struktur model dipakai tipe material *shell extrude*. Dimasukan juga input data untuk material yang digunakan pada simulasi tumbukan kecepatan rendah ini, seperti data material untuk model *Engine Nacelle* yang menggunakan *carbon epoxy* pada bagian lapisan *skin* pesawat struktur *Engine Nacelle* diasumsikan sebagai pusat terjadinya deformasi pada saat tumbukan dengan serpihan benda asing.

Tabel 2.1 Dimension engine nacelle

Nacelle	Dimension
Length	2700 mm
Width	1836 mm
thickness	9.8 mm

2.3 Geometri Pemodelan FOD

Dalam dunia penerbangan kasus tumbukan atau tabrakan dengan benda asing adalah peristiwa yang dapat menimbulkan bahaya dapat menimbulkan terjadinya kerusakan struktur dan menyebabkan kecelakaan pesawat.



Gambar 2.3 Pemodelan FOD

Pemodelan material geometri *FOD* hingga proses *meshing*. Sebelumnya melakukan simulasi material *FOD* harus diberi sifat materialnya dimana ini akan mempengaruhi saat terjadinya tumbukan, sifat yang dipakai untuk model *FOD* adalah solid. Karena material *FOD* diasumsikan sebagai material bergerak dan tidak terjadi deformasi atau rigid pada saat tumbukan dengan bidang *Engine Nacelle*. Untuk mencapai hasil yang mendekati, maka menggunakan nilai *mesh* 5 mm pada *impactor*.

Tabel 2.2 Dimension FOD

FOD	Dimension
Diameter	25 mm
Mass	500 gram

2.4 Data Material Engine Nacelle dan FOD

Sandwich composite banyak digunakan dalam pembuatan struktur pesawat terutama dibagian kulit (*skin*) pesawat. Deformasi tumbukan yang terjadi akan menghantam langsung ke permukaan *skin* struktur *Engine Nacelle* maka material yang dipakai adalah *carbon epoxy*. Untuk simulasi pemodelan *Engine Nacelle* harus dimasukan nilai masa jenis dan sifat elastisnya. Pada kasus model simulasi elemen hingga ini, pemodelan *Engine Nacelle* diasumsikan sebagai struktur sempurna tanpa cacat. Hal ini bertujuan untuk melihat karakteristik deformasi vertikal dan harga mean *crushing force* untuk permukaan tanpa cacat tersebut^[3].

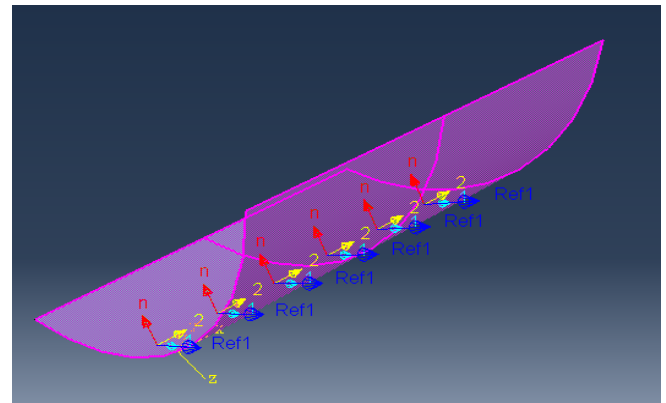
2.4.1 Material Carbon Epoxy AS4

Material yang digunakan untuk simulasi kali ini adalah material *Carbon Epoxy* untuk model struktur *Engine Nacelle* yang ditunjukkan pada **Gambar 2.2** dan untuk material *sandwichnya* pada **Tabel 2.3** sedangkan *FOD* dengan kondisi sebenarnya memiliki karakteristik *rigid* dan berbentuk *sphere*. Oleh karena itu untuk model *FOD* diasumsikan sebagai bahan *rigid* dengan sifat material yang ditunjukkan pada **Tabel 2.2**.

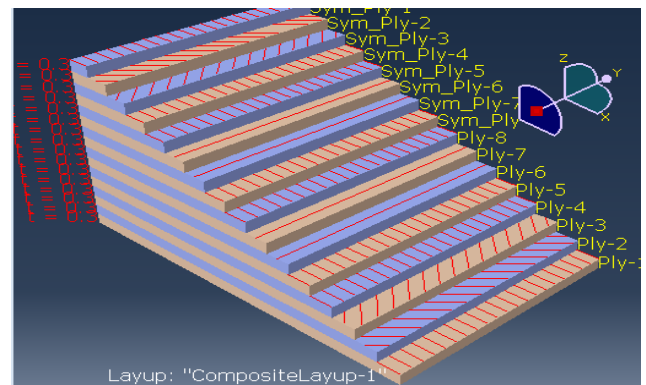
Tabel 2. 3 Material Properties Carbon-Epoxy AS4

Property	Symbol	Value	Unit
Density	ρ	1.74E-09	Ton/mm ³
Young modulus	E1	141000	Mpa
	E2	10000	Mpa
	E3	10000	Mpa
Shear Modulus	G23	3980	Mpa
	G12	5600	Mpa
	G13	5600	Mpa
Poisson's ratio	V12	0.3	-
	V13	0.436	-
	V23	0.436	-
Shear Strenght	S12	140	Mpa
	S13	140	Mpa
	S23	140	Mpa
Tensile Strenght 0	Xt	2470	Mpa
Compresive strenght 0	Xc	1510	Mpa
Tensile Strenght 90	Yt	247	Mpa
Compresive Strenght 90	Yc	151	Mpa

Keterangan symbol pada material komposit diatas dimana E1 yang berarti modulus young pada arah pembebanan, G12 yang berarti modulus geser yang terjadi pada bidang pertama dan arah kedua, V23 atau poisson's ratio memiliki arti menunjukkan regangan pada arah utama ketiga disebabkan oleh tegangan pada arah utama kedua, dan S13 adalah memiliki arti kekuatan dibidang satu pada arah tiga. Seluruh part pada model *Engine Nacelle* dimodelkan dengan konfigurasi *ply/lamina*, ketebalan masing-masing lamina 0.30 mm dan beda susunan orientasi arah serat lamina. Jumlah lamina/*ply* yang digunakan dibatasi hanya berjumlah 16 lapis dengan susunan simetris. Dengan arah serat [0°,45°,-45°,0°]s yang digunakan setelah optimisasi.



Gambar 2. 4 Acuan arah serat komposit



Gambar 2.5 Plot arah serat setiap ply

2.4.2 Honeycomb NOMEX

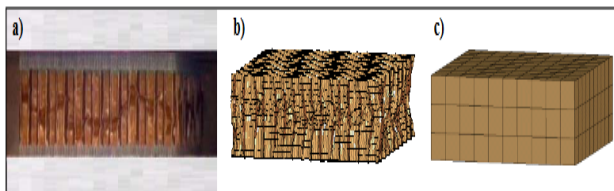
Struktur inti yang digunakan pada simulasi ini adalah NOMEX Honeycomb. Material properti honeycomb ditunjukkan pada **Tabel 3.4** material honeycomb dimodelkan dengan *crushable foam plasticity* di Abaqus karena memiliki perilaku elastis plastis (regangan tinggi dan tegangan plateau).

Tabel 2. 4 Material Properties NOMEX

Parameter	Value
Density	320 kg/m ³
Young's modulus of compressed Honeycomb, E_z	1 GPa
Poisson's ratio of compressed Honeycomb, ν	0.25
Transverse modulus E_z	414 MPa
Shear modulus direction of expansion, G_L	89 MPa
Shear modulus ribbon direction, G_R	44 MPa
Densification strain	0.8
Stabilised compression, Z_c	776 MPa
Elastic modulus expansion direction, S_L	266 MPa
Elastic modulus ribbon direction, S_R	138 MPa
Yield stress	31.9 MPa

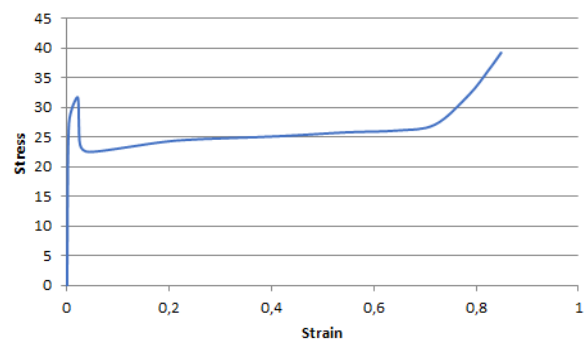
Crushable foam digunakan untuk analisis material yang dapat dihancurkan (sebagai struktur penyerapan energi). Pemodelan ini dapat digunakan untuk memodelkan material lain selain *foam*, misalnya *honeycomb* atau kayu balsa. *Crushable foam* juga digunakan untuk memodelkan peningkatan kemampuan material untuk berubah bentuk dalam kompresi karena proses tekuk dinding sel (*cell wall buckling*) atau dikenal dengan tegangan *plateau*. Pemodelan ini harus digunakan bersama dengan model material elastis linier (E dan ν)^[3].

Pendefinisian *crushable foam plasticity* membutuhkan nilai dari compression yield ratio (k), hydrostatic yield stress ratio (k_t), yield stress (σ_c), dan uniaxial plastic strain. Compression yield ratio merupakan rasio antara tegangan luluh awal dalam kompresi satu arah (uniaxial) (σ_c^0) dan tegangan luluh awal dalam kompresi tiga arah (hydrostatic) (σ_p^0). Berdasarkan manual pengguna Abaqus, nilai k berkisar antara lebih besar dari nol sampai lebih kecil dari tiga ($0 < k < 3$). Hydrostatic yield stress ratio merupakan rasio antara tegangan luluh awal dalam tarikan tiga arah (p_t) terhadap tegangan luluh awal dalam kompresi tiga arah (p_c^0). Berdasarkan manual pengguna Abaqus, nilai k_t berkisar antara nol sampai lebih besar dari nol ($k_t = 0$). Nilai k dan k_t yang dipilih pada simulasi ini secara berturut-turut adalah 2 dan 0,1^[5].



Gambar 2.6 Pemodelan Honeycomb dengan elemen solid.

Pendefinisian material *honeycomb* juga membutuhkan sifat pengerasan (*hardening*) yang datanya diekstrak dari **Gambar 2.6** Sama seperti *skin* komposit, struktur inti (*core*) dikaji secara makro-mekanik, yaitu struktur sel *honeycomb* tidak dimodelkan. Dengan kata lain, *honeycomb* hanya dimodelkan sebagai *part solid*.



Gambar 2.7 Grafik stress & strain

2.4.3 Material Properties FOD

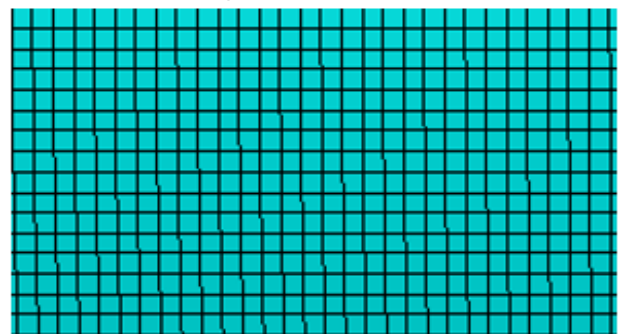
Pemodelan material geometri *FOD* hingga proses *meshing*. Sebelumnya melakukan simulasi material *FOD* harus diberi sifat materialnya dimana ini akan mempengaruhi saat terjadinya tumbukan, sifat yang dipakai untuk model *FOD* adalah solid. Karena material *FOD* diasumsikan sebagai material bergerak dan tidak terjadi deformasi atau rigid pada saat tumbukan dengan bidang *Engine Nacelle*.

Tabel 2.5 Material Properties Steel 1018

Parameter	Value
<i>Tensile strength</i>	440Mpa
<i>Yield strenght</i>	370Mpa
<i>Modulus of elasticity</i>	205 Gpa
<i>Shear modulus</i>	80 Gpa
<i>Poisson's ratio</i>	0.29

2.5 Mesh Konvergensi

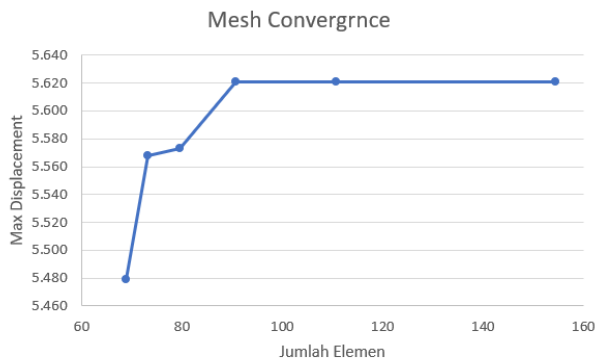
Meshing ini digunakan untuk mencari nilai atau titik yang konvergen dalam melakukan simulasi pada model. Pemilihan tipe elemen yang digunakan pada model *Engine Nacelle* adalah tipe elemen shell S4R. Ukuran mesh yang digunakan ada enam variasi (40,35,30,25,20,dan 15) untuk simulasi model *Engine Nacelle*.



Gambar 2.9 Visualisasi Mesh 25 mm.

Dalam menentukan ukuran *mesh* yang optimal menggunakan atau dilakukan normalisasi pada

setiap ukuran mesh dengan mengambil hasil perpindahan maksimal pada saat simulasi.



Gambar 2. 10 Grafik Hasil Mesh Konvergensi

Tabel 2. 6 Tabel Normalisasi Ukuran Mesh

Mesh Size	Number of Elements	Maximum Displacement	Normalization
40	68978	5,479	1,000
35	73200	5,568	1,016
30	79687	5,573	1,017
25	90668	5,621	1,026
20	110766	5,621	1,026
15	154507	5,621	1,026

Dari **Gambar 2.9** dapat dilihat berdasarkan simulasi didapatkan titik konvergen memasuki ukuran mesh 25 dan stabil sampai ukuran mesh 15. Dengan hasil yang didapat dari mesh konvergensi maka pemodelan dan simulasi selanjutnya menggunakan ukuran mesh 25.

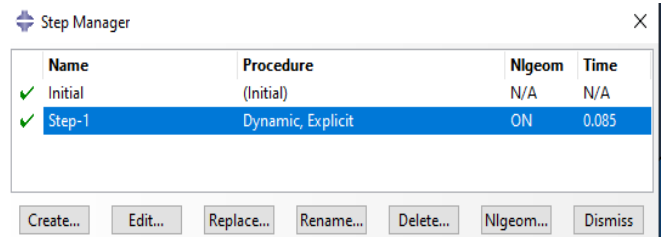
2.6 Setup Pembebanan dan Kondisi Batas

Menjelaskan bagaimana beban secara langsung atau tidak langsung yang mempengaruhi struktur pada simulasi yang telah dibatasi dari awal proses hingga proses akhir simulasi tercapai.

2.6.1 Kontak

Kondisi kontak sangat diperlukan untuk terjadinya *overlap* pada saat dua buah benda melakukan kontak akibat tumbukan. Dimana suatu benda akan mengalami deformasi jika pada benda tersebut terjadi tumbukan agar sesuai dengan kenyataan sebenarnya, maka diperlukan jenis kontak yang digunakan yaitu *General Contact (explicit)* yang digunakan pada kontak antara model *FOD* dan permukaan *Engine Nacelle*. Pada tahap ini juga masuk ke proses *property (normal behaviour)* untuk memberi sifat *hard contact* pada struktur dan memasukkannya masing-masing nilai gaya *stress*, *strain*, dan nilai *elastis-plastis* pada struktur *Engine Nacelle*. Selain itu kontak disini dimaksudkan sebagai proses interaksi yang terjadi dari proses tumbukan antara model *FOD* dengan sasaran tumbukan yaitu *Engine Nacelle*, yang masing-masing telah dimasukkan nilai gaya *stress*, *strain*, dan nilai

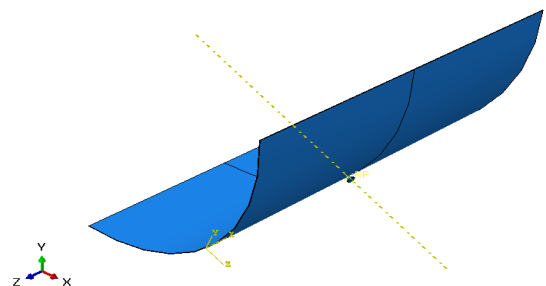
elastis-plastisnya.



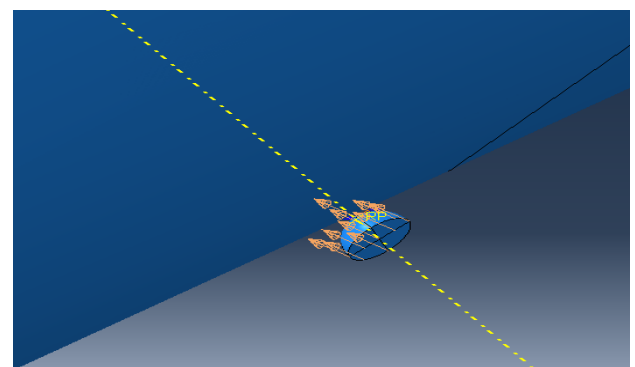
Gambar 2. 11 Pendefinisian Analisis

2.6.2 Kondisi Awal

Kondisi awal menjelaskan tentang kecepatan awal model *FOD* terhadap objek titik tumbukan *predefined fields* pada *Engine Nacelle*. Menjelaskan kecepatan awal model *FOD* terhadap objek tumbukan dengan menggunakan beberapa variasi kecepatan tumbukan yaitu 5,7,dan 10 m/s^[4].



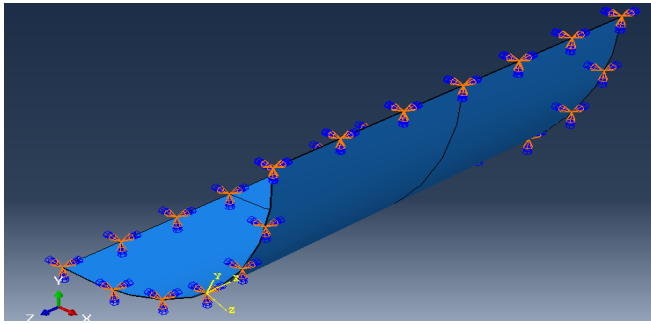
Gambar 2. 12 Validasi model simulasi



Gambar 2.13 Kondisi awal pembebanan

2.6.3 Kondisi Batas

Kondisi batas menjelaskan batasan-batasan yang ditentukan oleh penulis pada tumpuan bidang *Engine Nacelle* terhadap *body* pesawat. Menentukan batas kondisi letak *BC (Boundary Condition)* dengan memilih lalu, menandakan bagian tumpu pada bagian bidang *Engine Nacelle* berguna untuk menentukan letak pasti dari tumbukan material struktur. Proses ini juga adalah menentukan komponen yang tidak bergerak pada saat terjadi tumbukan.

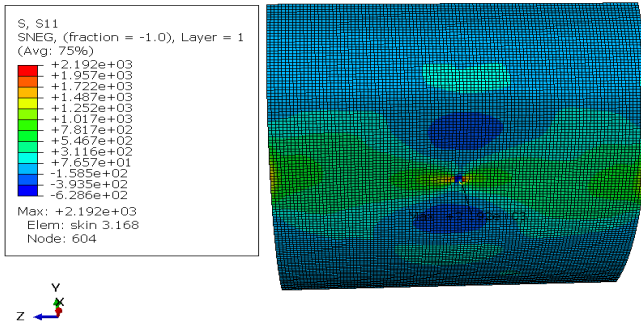


Gambar 2. 14 Boundary Condition pada engine nacelle.

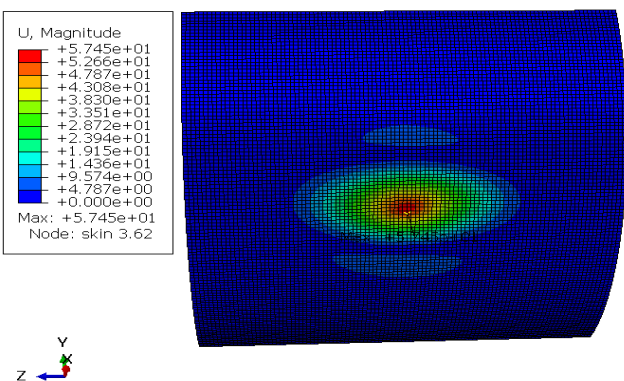
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Simulasi Dinamik Low Velocity Impact Pada Engine Nacelle

Hasil dari simulasi numerik ini sebelum dilakukannya optimisasi arah serat, dan untuk arah serat yang digunakan adalah $[90^\circ, 45^\circ, 45^\circ, 90^\circ]_s$. Dan ketebalan pada setiap *ply*/lamina yaitu 0.3 mm. Besar kecepatan yang digunakan yaitu 10 m/s atau 36 km/jam. Pada hasil plot yang diambil adalah bagian dari *skin* luar yang menerima *impact* secara langsung.



Gambar 3.2 Hasil tegangan pada arah S11



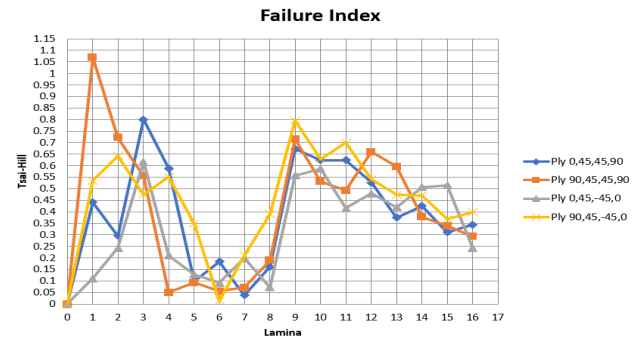
Gambar 3.3 Hasil displacement (U,Mag)

Pada **Gambar 3.1** sampai dengan **Gambar 3.2** adalah hasil uji dinamik *Low Velocity Impact* pada *Engine Nacelle* sebelum dilakukannya optimisasi arah serat.

3.2 Optimisasi Arah Serat

Optimisasi serat digunakan untuk mendapatkan arah serat yang optimal tanpa menambah atau

mengurangi *setup* nacelle. Dalam metode ini membandingkan dari hasil kriteria kegagalan *Tsai-Hill* dari orientasi serat setiap lapisan lamina. Dalam pemilihan arah serat yang optimal dilihat dari hasil kriteria *Tsai-Hill* terendah, maka dari hasil terendah tersebut digunakan sebagai arah serat *Engine Nacelle* dan analisis berikutnya. Pada saat optimisasi serat menggunakan kecepatan 7 m/s.



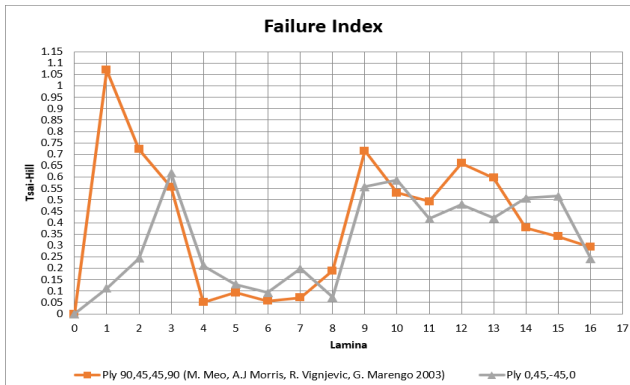
Gambar 3.4 Grafik hasil nilai Tsai-hill

Tabel 3. 1 Orientasi serat dan hasil tegangan

No	Orientasi serat	S,Mises Mpa	S11 Mpa	S22 Mpa	S12 Mpa	U,Mag (mm)	Tsai-Hill
1	$[0,45,45,90]_s$	1957.45	756.98	190.87	95.246	93.421	0,799 978
2	$[90,45,45,90]_s$	2000.22	1047.2	195.53	98.002	105.81	1,069 35
3	$[0,45,-45,0]_s$	1846.47	591.5	188.94	89.810	90.799	0.602 22
4	$[90,45,-45,0]_s$	1951.23	752.54	190.12	94.564	92.663	0,795 797

Pada **Gambar 3.3** menunjukkan hasil dari optimisasi arah serat dengan menggunakan kriteria kegagalan *Tsai-Hill*. Disini menggunakan empat macam arah serat komposit pada *Engine Nacelle*, dengan empat macam arah serat yang berbeda. Dimana arah orientasi arah 0° yaitu arah yang searah dengan pembebanan. Sedangkan dengan arah yang pertama 90° yaitu arah yang tegak lurus terhadap arah pembebanan.

Pada **Gambar 3.3** dan pada **Tabel 3.1** bisa dilihat nilai kriteria kegagalan *Tsai-Hill* paling tinggi yaitu pada arah serat nomor dua yaitu nilai kriteria kegagalan mencapai 1 yang artinya struktur tersebut gagal. Oleh karena itu dilakukannya optimisasi arah serat. Hasil orientasi dapat dilihat di **Gambar 3.3**.



Gambar 3. 5 Grafik hasil optimisasi arah serat **Gambar 3.4** yaitu grafik dari hasil perbandingan dari optimisasi arah serat dan sebelum optimisasi arah serat. didapatkan arah serat $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]$ s memiliki indeks kriteria kegagalan yang paling kecil dari percobaan arah serat yang lain. Sehingga arah serat $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]$ s dipilih sebagai arah serat yang digunakan untuk kelanjutan analisis dengan berbagai parameter.

Tabel 3. 2 Hasil perbandingan setelah optimisasi

Kondisi	S11	S22	S12	U,Mag	Tsai-Hill
	Mpa	Mpa	Mpa	mm	
Sebelum optimisasi	1047.2	195.53	98.002	105.81	1,06935
Sesudah optimisasi	591.5	188.94	89.810	90.799	0.60222

Pada **Tabel 3.2** menunjukkan perbandingan hasil sebelum dan sesudah optimisasi arah serat, diketahui dari S11 yang nilai sebelumnya 2410.99 Mpa menjadi 2093.32 Mpa. Selain itu keamanan struktur dikonfirmasi dari indeks kegagalan *Tsai-Hill*. Selisih indeks *Tsai-Hill* sesudah dan sebelum optimasi adalah 40%, Sehingga orientasi arah serat membuat *Engine Nacelle* lebih optimal dibandingkan arah serat sebelumnya.

Tabel 3. 3 Perbandingan hasil simulasi struktur

Parameter	Ketebalan Laminate	Ketebalan Sandwich
	2.4 mm	9.8 mm
Perpindahan (mm)	105.34	90.679
Tegangan (Mpa)	1345.57	591.5

Perbedaan konstruksi antara struktur laminate dengan struktur sandwich dapat dilihat pada **Tabel 4.3** dimana pada struktur laminate menghasilkan nilai perpindahan (displacement) yang sangat besar, dimana hasil ini sangat berbeda dengan hasil struktur sandwich yang lebih kecil. Dimana dari hasil itu adalah perbedaan ketebalan dan campuran dengan nomex sebagai core pada

struktur sandwich yang mengakibatkan struktur sandwich lebih kuat dan kaku. Dimana dalam hasil tegangan struktur laminate lebih besar dan struktur sandwich lebih kecil, maka dapat dipastikan struktur laminate lebih rentan dengan kegagalan struktur, dan pada struktur sandwich dengan nilai impact yang lebih kecil maka struktur sandwich lebih kuat dalam menerima suatu impact atau beban dan minim dengan kegagalan struktur.

Tabel 3. 4 Hasil dari perbandingan kekuatan & kekakuan struktur

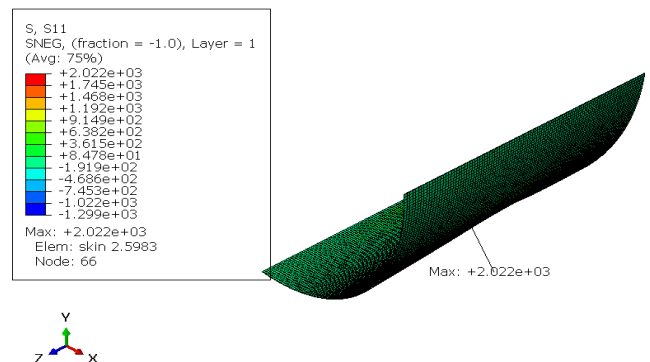
Parameter	Ketebalan Laminate	Ketebalan Sandwich
	2.4 mm	9.8 mm
Kekakuan Relative	100	1.161 (1.16 kali lebih kaku)
Kekuatan Relative	100	2.27 (2.27 kali lebih kuat)

$$\text{Kekakuan Relative} = \frac{105,34}{90,679} = 1.161 = 116 \%$$

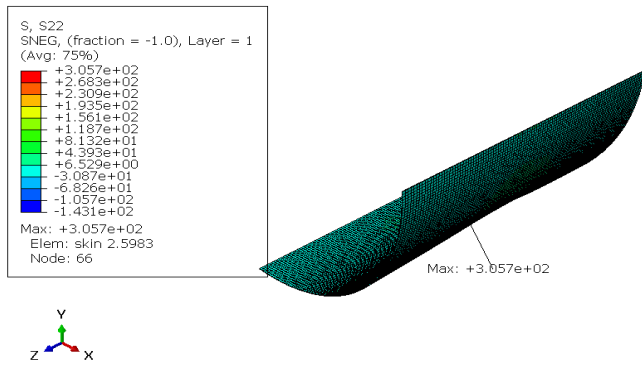
$$\text{Kekuatan Relative} = \frac{1345,57}{591,5} = 2.27 = 227 \%$$

3.3 Simulasi Low Velocity Impact Engine Nacelle

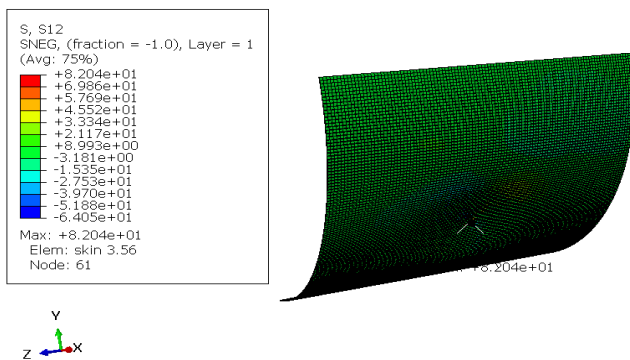
Simulasi *Low Velocity Impact* pada struktur *Engine Nacelle* ini menggunakan software Abaqus CAE 2020. Simulasi ini bertujuan untuk mengetahui kekuatan struktur *Engine Nacelle* pada saat terkena *Low Velocity Impact* dengan menggunakan metode elemen hingga.



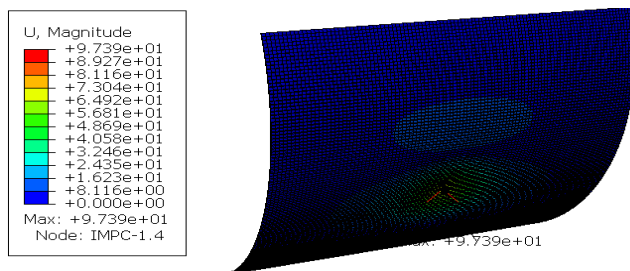
Gambar 3. 6 Hasil tegangan S11 pada low velocity impact



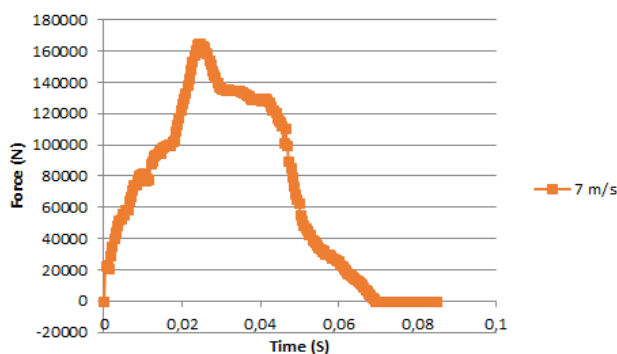
Gambar 3. 7 Hasil tegangan S22 pada low velocity impact



Gambar 3. 8 Hasil tegangan S12 pada low velocity impact



Gambar 3. 9 Hasil displacement pada low velocity impact



Gambar 3. 10 Grafik hasil contact force

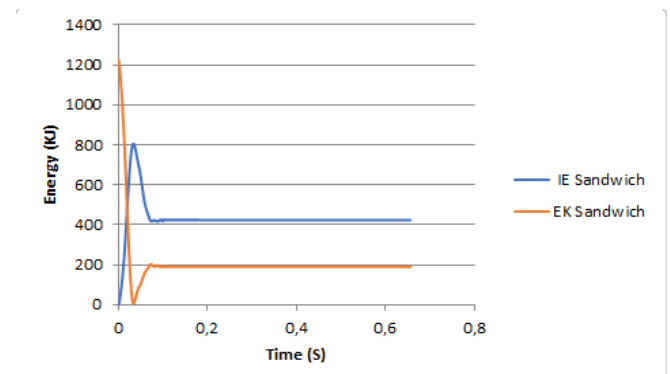
Gambar 3.5 adalah hasil dari simulasi *Low Velocity Impact* pada panel *Engine Nacelle*. Hasil

yang didapatkan adalah hasil *Displacement* dan tegangan. Hasil tegangan maksimum pada arah S11 atau arah sumbu X adalah 2021.66 Mpa. Tegangan maksimum pada arah sumbu Y atau S22 sebesar 305.70 Mpa. Pada hasil tegangan geser maksimum atau S12 yaitu sebesar 82.037 Mpa. Nilai *Displacement* yang terjadi adalah 97.395 mm. Pada **Gambar 3.9** tersebut adalah hasil *Contact Force* magnitude yaitu sebesar 165,172 N.

Tabel 3. 5 Hasil Tegangan Dengan Margin Of Safety

Kecepatan (m/s)	Tegangan Maksimum	Displacement (mm)	Margin Of Safety
5	1643.76	71.452	11.52648993
7	2021.66	97.395	9.759198674
10	2669.16	101.463	8.35336797

Pada **Tabel 3.5** menghasilkan nilai tegangan von mises dan tegangan disetiap arah sumbu dan juga nilai *Displacement* pada simulasi *Low Velocity Impact* pada *Engine Nacelle*. Nilai *Margin Of Safety* di keluarkan karena untuk memastikan bahwa struktur tersebut aman atau tidak.



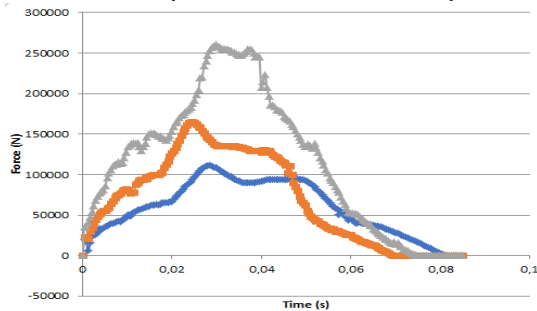
Gambar 3. 11 Grafik Energi Kinetik Dan Energi Internal/Deformasi.

Gambar 3.10 menunjukkan hasil energi kinetik dan energi deformasi pada *Engine Nacelle* berdasarkan waktu simulasi. Energi kinetik yang bekerja mengalami penurunan sangat drastis akibat diserap oleh *Engine Nacelle*, akibat dari penyerapan energi kinetik ini mengakibatkan energi deformasi yang bertambah besar.

3.4 Simulasi Low Velocity Impact Dengan Variasi Kecepatan

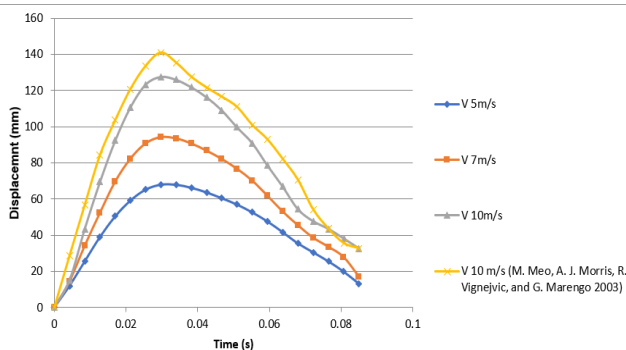
Pada simulasi *Low Velocity Impact* ini dilakukan dengan kecepatan yang bervariasi, berguna untuk mengetahui karakteristik dari perubahan nilai dan kondisi dari setiap kecepatan. Kecepatan disini yang digunakan adalah *Low Velocity Impact* yaitu 5 m/s, 7 m/s, dan 10 m/s. Pemilihan variasi kecepatan ini dilakukan untuk mengetahui dari struktur *Engine Nacelle* dengan composite

sandwich, dengan melihat kekuatan struktur menerima *impact* dari variasi kecepatan tersebut.



Gambar 3. 12 Grafik Hasil Contact Force Pada Variasi Kecepatan

Pada Gambar 3.11 hasil simulasi Low Velocity Impact pada Engine Nacelle menampilkan resultan gaya impact (N) dengan waktu (s) dengan beberapa variasi kecepatan. Trend grafik yang memiliki bentuk naik dan seiring waktu simulasi grafik akan menurun itu merupakan efek dari impactor tersebut sudah teredam, jadi impac yang dihasilkan dari impactor terhadap Engine Nacelle teredam oleh struktur Engine Nacelle. Pada waktu 0.01s grafik belum mencapai maksimal, dikarenakan impactor belum sepenuhnya menyentuh dan terjadi impact terhadap Engine Nacelle dan pada waktu 0.035 bagian dari impactor menyentuh atau terjadi tumbukan sepenuhnya terhadap Engine Nacelle maka hasil grafik menunjukkan sangat tinggi.



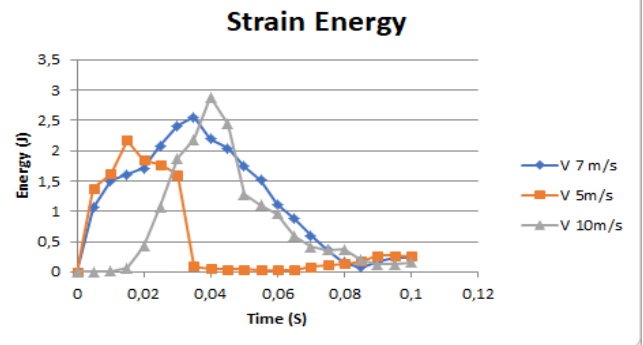
Gambar 3. 13 Grafik Hasil Displacement Pada Variasi Kecepatan

Tabel 3. 6 Hasil Displacement Pada Variasi Kecepatan

V (m/s)	U1 (mm)	U2 (mm)	U3 (mm)	U, Mag	Tsai-Hill
5	11.096	47.854	1.229	71.452	0,4097
7	15.187	66.368	1.779	97.395	0.60222
10	19.252	90.838	2.025	101.463	0.8254

Gambar 3.12 hasil grafik *Displacement* disetiap variasi kecepatan dimana dikecepatan tertinggi hasil *Displacement* juga tinggi. Namun itun terjadi pada selang waktu tertentu khususnya disaat

impactor melakukan tumbukan sepenuhnya ke *Engine Nacelle*.



Gambar 3. 14 Grafik Strain Energi Disetiap Kecepatan

Pada **Gambar 3.13** adalah grafik strain *Energy* dimana pertama di awal simulasi meningkat secara signifikan pada saat tumbukan karena energi kinetik sebagian diubah menjadi energi regangan. Kemudian menuju waktu akhir simulasi akan kembali nol karena inisiasi kerusakan akan menyebabkan pelepasan energi *impactor*.

Tabel 3. 7 Hasil Tegangan Maksimum Disetiap Kecepatan

Kecepatan m/s	S11 (Mpa)	S22 (Mpa)	S12 (Mpa)	Displacement mm	Tsai-Hill
5	1579.62	244.29	69.009	74.238	0,40975
7	2021.66	305.70	82.037	97.395	0.60222
10	2207.33	327.62	84.960	101.463	0.82542

Tabel 3.7 menunjukkan nilai tegangan maksimum pada sumbu X, tegangan maksimum pada sumbu Y, dan tegangan geser dan juga nilai *Displacement*. Dan menampilkan nilai kriteria kegagalan dari struktur komposit *sandwich* pada simulasi *Low Velocity Impact* pada *Engine Nacelle* dengan variasi kecepatan yaitu 5 m/s, 7 m/s, dan 10 m/s. Dimana nilai kriteria kegagalan *Tsai-Hill* kurang dari 1, maka dapat dipastikan struktur belum mengalami kegagalan selama simulasi *Low Velocity Impact*. Namun pada kecepatan 10 m/s nilai *Tsai-Hill* hampir mendekati 1, apabila struktur menerima *impact* dengan kecepatan melebihi 10 m/s struktur akan mengalami kegagalan pada struktur kompositnya.

IV. KESIMPULAN

Simulasi Numerik Tumbukan Kecepatan Rendah Pada Struktur *Sandwich Panel Engine Nacelle* Pesawat *Jet Transport* dengan menggunakan metode elemen hingga telah dilakukan. Dengan berdasarkan pada penelitian yang telah dilakukan maka diperoleh beberapa kesimpulan sebagai berikut.

1. Simulasi ini menggunakan tiga variasi

kecepatan yaitu 5 m/s, 7 m/s, dan 10 m/s dan menunjukkan hasil dari nilai kriteria kegagalan kurang dari 1. Sehingga struktur dari *engine nacelle* masih kuat menerima *impact* atau menahan *impact* dengan variasi kecepatan tersebut, nilai perpindahan paling besar terjadi pada engine nacelle dengan komposit laminate. Ini menunjukkan bahwa konstruksi *sandwich* memiliki kekakuan dan kekuatan yang lebih baik dibandingkan konstruksi komposit *laminate*

2. Dengan perbandingan hasil kriteria kegagalan struktur komposit, menggunakan kecepatan 7 m/s, arah serat $[0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ]$ s dengan nilai *Tsai-Hill* yang lebih kecil dari arah serat yang di optimisasikan menghasilkan selisih perbandingan 40 %, sehingga mengakibatkan struktur komposit *engine nacelle* lebih efisien. Konstruksi *sandwich* memberikan kekuatan dan kekakuan yang relatif lebih tinggi dibandingkan konstruksi *laminate*, yaitu 1,16 kali lebih kaku dan 2,27 kali lebih kuat.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] M. Meo, A. J. Morris, R. Vignjevic, and G. Marengo, "Numerical simulations of low-velocity impact on an aircraft sandwich panel," *Compos. Struct.*, vol. 62, no. 3–4, pp. 353–360, 2003, doi: 10.1016/j.compstruct.2003.09.035.
- [2] C. Kassapoglou, "Sandwich structure," *Aerosp. Ser.*, pp. 275–307, 2013, doi: 10.1002/9781118536933.
- [3] V. P. W. Shim, Z. H. Tu, and C. T. Lim, "Two-dimensional response of crushable polyurethane foam to low velocity impact," *Int. J. Impact Eng.*, vol. 24, no. 6, pp. 703–731, 2000, doi: 10.1016/S0734-743X(99)00149-9.
- [4] MOP-UDAY, "Uday," *UDAY Portal*, vol. 5, 2020, [Online]. Available: <https://www.uday.gov.in/home.php>, diakses tanggal 21 Agustus 2022.
- [5] Abaqus Document Manual, 2017, Crushable foam plasticity models, <https://abaqus-docs.mit.edu/2017/SIMACAEMATRefMap/simamat-ccrushfoam.htm>, diakses tanggal 21 Agustus 2022.