ANALISIS NUMERIK *PART SPAR* PADA *SUB SYSTEM WING TO FUSELAGE JOINNER ASSEMBLY* PESAWAT BERKATEGORI *UTILITY* MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

Muhamad Jayadi[*,1], Sahril Afandi[2], Agus Suprianto[3], Nurhadi Pramana[4], Endah Yuniarti[5]
[1,2,5]Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Suryadarma
[3,4]Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi
[*]Corresponding Author: jayadimuhamad72@gmail.com

Abstrak - Pesawat Utility adalah kategori pesawat udara yang memiliki konfigurasi tempat duduk kurang dari 9 yang tidak termasuk tempat duduk pilot, Maximum Takeoff Weight 12.500 pounds serta memiliki kemampuan pesawat dapat bermanouver layaknya akrobatik yang di batasi pada sudut 60 sampai 90 derajat[2] . Berdasarkan CASR subbagian 23.305, Struktur harus sanggup menahan beban *limit* tanpa merugikan dan membuat kerusakan permanen. Selain itu struktur juga harus mampu menahan beban *ulitmate* tanpa kegagalan paling tidak selama 3 detik, kecuali kegagalan lokal atau ketidakstabilan struktur antara beban *limit* dengan beban *ultimate* yang dapat diterima jika struktur mampu menopang beban *ultimate* paling tidak selama 3 detik[2].Penilitian ini melakukan analisis numerik *part spar* untuk pesawat berkategori *utility* dengan load sebesar 6G menggunakan material komposit. Selain itu dilakukan proses reduksi berat *spar* berdasarkan variasi jumlah lamina/*ply* dengan metode *ply drop-off laminate.* Tujuan Penelitian ini untuk mengetahui keamanan struktur berdasarkan kriteria kegagalan dan mendapatkan berat yang optimal pada *spar*. Proses penyelesaian masalah menggunakan metode elemen hingga dengan bantuan *software CAE*. Penelitian dilakukan pada kondisi statik dengan asumsi pembenanan gaya angkat yang terjadi pada *spar*. Perhitungan gaya angkat dilakukan dengan metode *Schrenk.* Tegangan tertinggi terdapat pada arah transversal atau arah tegak lurus serat setelah dilakukan optimisasi sebesar 301.7 MPa. Optimisasi menghasilkan pengurangan massa sebesar 30.41% dari sebelum optimisasi. Berat *spar* yang optimal sebesar 47.82 kg. Hasil kriteria kegagalan tsai-hill menghasilkan struktur *spar* tersebut aman untuk digunakan.

Kata Kunci: *Spar*, Pesawat *Utility*, Metode Elemen Hingga, Komposit, *Ply Drop-off Laminate,* Tegangan, Kriteria Kegagalan Tsai-Hill.

Abstract *- Aircraft Utility is a category of aircraft that has a seating configuration of less than 9 that does not include the pilot's seat, Maximum Takeoff Weight 12,500 pounds and has the ability of the aircraft to maneuver like acrobatics that are restricted at an angle of 60 to 90degrees[2] . Under CASR subsection 23.305, the Structure must be able to withstand the limit load without harm and cause permanent damage. In addition the structure should also be able to withstand ulitmate load without failure for at least 3 seconds, except for local failure or structural instability between the limit load and the ultimate acceptable load if the structure is able to sustain the ultimate load for at least 3 seconds[2]. This study conducted numerical analysis of spar parts for utility-category aircraft with a load of 6G using composite materials. In addition, the spar weight reduction process is carried out based on variations in the number of lamina /ply with the ply drop-off laminate method. The purpose of this research is to know the safety of the structure based on the failure criteria and get optimal weight on the spar. The troubleshooting process uses finite element methods up to the help of CAE software. The research was conducted on static conditions assuming the improvement of the lifting force that occurs in the spar. The calculation of lift force is done by Schrenk method. The highest stress is in the transverse direction or perpendicular direction of the fiber after optimization of 301.7 MPa. Optimization resulted in a mass reduction of 30.41% from before optimization. The Optimal spar weight is 47.82 kg. The Result Tsai-Hill failure criteria make the spar structure safe to use.*

Keywords: *Spar, Utility Aircraft , Finite Element Methode, Composite, Ply Drop-off Laminate, Stress, Tsai-Hill Index Failure.*

I. PENDAHULUAN

Sayap pesawat udara adalah salah satu komponen yang sangat penting karena berfungsi untuk menghasilkan gaya angkat suatu pesawat. Gaya angkat pesawat atau *lift* tercipta karena adanya reaksi udara dengan sayap. Reaksi tersebut tercipta karena udara melakukan kontak terhadap sayap yang berbentuk *Airfoil*. Bentuk *Airfoil* tersebut menghasilkan perbedaan tekanan udara antara permukaan atas dengan permukaan bawah. Perbedaan tekanan udara inilah menghasilkan *lift*. Sayap terdiri dari 2 bagian utama yaitu inner structure yang terdiri dari *spar, rib, dan stringer*. Sedangkan *outter structure* yaitu *skin*[1]. Komponen struktur sayap atau *wing* di tampilkan seperti pada **Gambar 1.**.

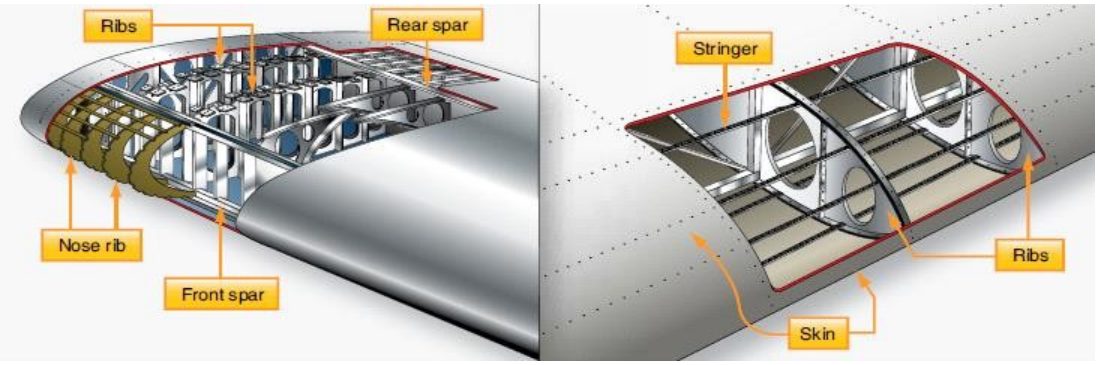
Wing to fuselage joiner assembly merupakan rangkaian komponen sayap yang terdiri dari *spar, flange, skin, bulkhead*. Setiap Komponen *Wing* to fuselage joinner Assembly memiliki fungsi tersendiri, diantaranya *spar*. *Wing to fuselage joiner assembly* di tampilkan pada **Gambar 1.2.** *Spar* adalah komponen utama struktur *wing* yang memanjang dari *wingroot* ke *wingtip* yang membawa beban kompresi, beban gunting dan beban tarik yang didapat dari *flight load* ataupun berat pada saat di darat.

Menurut CASR *Part* 23.3, Pesawat Utility adalah kategori pesawat udara yang memiliki konfigurasi tempat duduk kurang dari 9 yang tidak termasuk tempat duduk pilot, Maximum Takeoff Weight 12.500 pounds serta memiliki kemampuan pesawat dapat bermanouver layaknya akrobatik yang di batasi pada sudut 60 sampai 90 derajat[2]. Kemampuan khusus tersebut harus dibarengi dengan kekuatan struktur yang ringan tetapi mampu bertahan pada kondisi yang mampu untuk menopang pada kondisi G. Saat ini pesawat *utility* terbang pada saat kondisi 4 – 6,6G. Pesawat *utility* di gunakan untuk kegiatan transportasi.

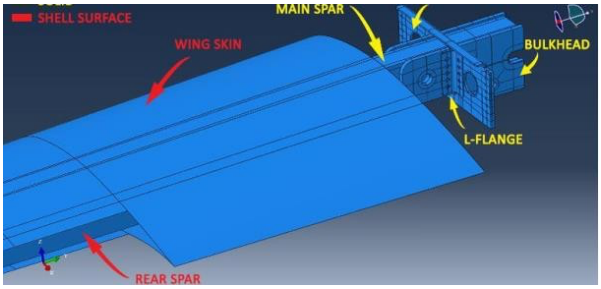
Proses rancang bangun pesawat telah sampai pada tahap pengujian komponen-komponen. Persyaratan untuk pengujian tersebut mengacu kepada Civil Aviation Safety Regulation (CASR) bagian 23 yang diterbitkan oleh Kementerian Perhubungan Republik Indonesia. Salah satu pengujian yang dilakukan untuk memperoleh sertifikasi adalah kekuatan struktur dan komponen pesawat ketika menerima beban pada kondisi manouvering. Berdasarkan CASR subbagian 23.305, Struktur harus sanggup menahan beban limit tanpa merugikan dan membuat kerusakan permanen. Selain itu struktur juga harus mampu menahan beban ulitmate tanpa kegagalan paling tidak selama 3 detik, kecuali kegagalan lokal atau ketidakstabilan struktur antara beban limit dengan beban ultimate yang dapat diterima jika struktur mampu menopang beban ultimate paling tidak selama 3 detik[2].

Komposit dengan bahan penguat serat sintetis telah digunakan dalam berbagai aspek kehidupan, baik dari segi penggunaan, maupun teknologinya. Komposit adalah suatu material yang terbentuk dari kombinasi dua atau lebih material pembentuknya melalui campuran yang tidak homogen, di mana sifat mekanik dari masing-masing material pembentuknya berbeda[3] .Bahan komposit pada umumnya terdiri dari dua unsur, yaitu serat (fiber) sebagai bahan pengisi dan matriks sebagai bahan pengikat serat.

Pada penelitian ini, analisis rancangan *spar* dilakukan untuk memperoleh jumlah lamina/ply dan berat yang optimal pada *spar* untuk pesawat yang berkategorikan utility . Selain itu bertujuan untuk mengetahui distribusi tegangan, dan kriteria kegagalan struktur berdasarkan variasi jumlah lamina/ply. Simulasi dilakukan menggunakan perangkat lunak elemen hingga atau *Computer-Aided Engineering (CAE)* Abaqus].



Gambar 1.1 Komponen Struktur *Wing*[1]



Gambar 1.2 *Wing* to fuselage Joinner Assembly milik PTIPK BPPT

II. METODE PENELITIAN

Bab Metode Penelitian diawali dengan pencarian data yang dibutuhkan meliputi spesifikasi pesawat yang digunakan, data lingkungan sekitar, dan jenis pembebanan yang terjadi pada saat simulasi numerik. Tahap selanjuntya yaitu melakukan simulasi numerik dengan data yang telah di dapat. Tahapan yang terakir melakukan analisis dari hasil simulasi numerik.

2.1 Data Input dan Perhitungan Beban

Data-data masukkan penelitian didapatkan pada tahap studi literatur yang dilaksanakan pada awal proses penelitian. Data-data tersebut meliputi geometri struktur *Spar*,sifat mekanik material, dan kondisi pembebanan statik. Spesifikasi pesawat yang dipakai ditampilkan pada **Tabel 2.1**

Tabel 2. 1 Data Input

Jenis	Nilai	Satuan
MTOW	1300	kg
b	16	m
S	12.21	m^2
Tapper Ratio, λ	0.4181	-
Load factor,n	4	-
Safety Factor	1.5	-
Gravitasi,g	9.81	m/s^2

Untuk mengetahui beban pada sayap terlebih dahulu harus dihitung nilai gaya angkat pada *wing*. Asumsi perhitungan beban pada sayap aerodinamika dilakukan pada kondisi *steady level flight* seperti di bawah ini[5] :

$$L = W$$
$$W = m\,x\,g$$

= 650 kg. 9.81 m/s^2
= 6376.5 N

L = Gaya Angkat (N)
W = Gaya Berat (N)
m = Massa (kg)
g = Gravitasi (9.81 m/s^2)

Lift sebesar 6376.5 N hanya untuk setengah *span*. Selanjutnya menghitung saat kondisi limit load dan ultimate load. *Limit load* adalah beban yang diperbolehkan selama material tidak mengalami *displacement* permanen[5].Sedangkan *ultimate load* adalah beban yang diperbolehkan selama material tidak mengalami kegagalan[5]. Perhitungan untuk mencari Limit load dan Ultimate Load dapat menggunakan Persamaan dibawah ini

Limit load = *L x n*
= 6376.5 N x 4
= 25506 N

Ultimate Load = *Limit load x Safety Factor* (2.4)

= 25506 N x 1.5
= 38259 N

Hasil di atas didapatkan besar gaya aerodinamik yang dapat dihasilkan oleh sayap. Untuk mendapatkan distribusi gaya aerodinamika pada sayap digunakan *Metode Schrenk*. *Metode schrenk* adalah sebuah metode perhitungan pendekatan (aproksimasi) yang digunakan menghitung distribusi *lift* sepanjang *span*. Distribusi gaya angkat diperoleh dari rata-rata *(mean) lift* berdasarkan *planform* dan *lift elliptical* [6]. Persamaan yang digunakan untuk menghitung distribusi gaya angkat yang sayap menggunakan *Metode Schrenk* dengan persamaan dibawah ini [7]

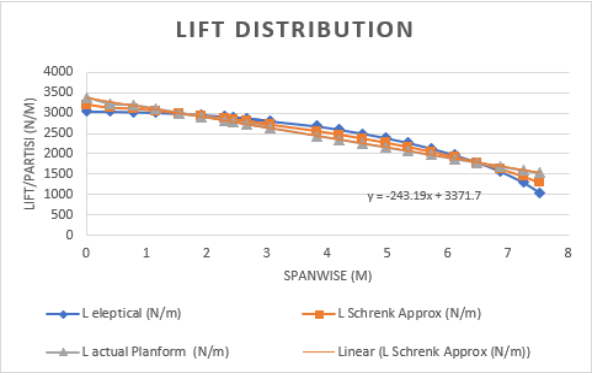
$$l_{planform} = \frac{2L}{(1+\lambda)b}\left[1 + \left(\frac{2y}{b}\right)(\lambda - 1)\right]$$

$$l_{eleptical} = \frac{4L}{b}\sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

$$l_{Schrenk} = \frac{l_{planform} + l_{eleptical}}{2}$$

L = Gaya angkat (N)
λ = Aspek rasio
b = span (m)
y = jarak antar rib station/partisi (m)

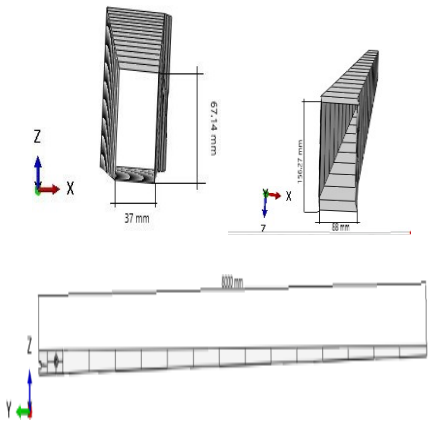
Dalam perhitungan *Metode Schrenk*, sayap dibagi menjadi beberapa partisi untuk mendapatkan nilai gaya angkat lokal yang dihasilkan. Semakin banyak partisi yang digunakan, nilai gaya angkat lokal ini akan semakin tepat. Nilai gaya angkat local akan menjadi gaya terdistribusi yang mempresentasikan gaya angkat pada sayap. Pada kasus perhitungan distribusi gaya angkat pada sayap ini, digunakan 21 buah partisi untuk setengah *span* sayap. Adapun hasil distribusi gaya angkat yang dihasilkan untuk setengah *span* sayap dapat dilihat pada **Gambar 2.1**



Gambar 2. 1 Distribusi *Lift* Schrenk

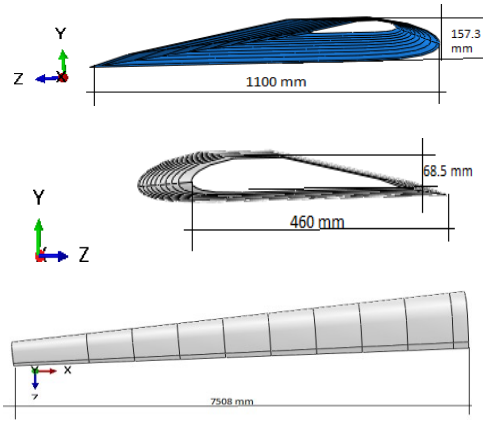
2.2 Geometri

Part yang digunakan pada penelitian yaitu *Spar* dan *Skin*. Geometri *Spar* untuk simulasi penampangnya persegi panjang yang memiliki lebar 156,27mm dan Panjang 88 mm di bagian *root* sedangkan di bagian *tip* memiliki lebar 67,14mm dan Panjang 37 mm. Panjang keseluruhan *spar* 8000 mm.Gambar geometri *spar* ditampilkan pada **Gambar 2.2**



Gambar 2. 2 Geometri *Spar*

Geometri *skin* mengunakan jenis *Airfoil* NACA 2412. Penggunaan *Airfoil* NACA 2412 karena sesuai dengan kriteria pesawat yang digunakan ialah kategori *utility*. *Skin* berfungsi untuk pengaplikasian pembebanan dan kondisi batas selama proses simulasi. *Skin* memiliki panjang *chord root* 1100 mm dan panjang *chord tip* 460 mm. Perbedaan panjang *chord* di *root* dan *tip* menghasilkan bentuk sayap yang tappered. Setengah *span skin* 7508 mm. Gambar *Skin* ditampilkan pada **Gambar 2.3**



Gambar 2. 3 Geometri *skin*

2.2 Properti Material

Material *spar* dan *skin* adalah *Composite Carbon-epoxy*. Properti mekanik material tersebut ditampilkan pada **Tabel 2.1**.

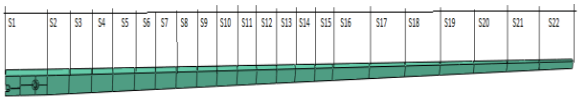
Tabel 2. 1 Properti Mekanik Composite Carbon-epoxy[8]

Properties	Simbol	Nilai	Satuan
Young Modulus	E_1	58	GPa
Young Modulus	E_2	58	GPa
Poisson's ratio	υ	0.1	-
Tensile stress fiber direction	σ_{T1}	475	Mpa
Compressive stress fiber direction	σ_{C1}	485	Mpa
Tensile stress transverse fiber direction	σ_{T1}	475	Mpa
Compressive stress transverse direction	σ_{c1}	485	Mpa
Shear strength	τ_{12}	89	Mpa
Density	ρ	1.47-06	kg/mm^3
Shear Modulus	G	2.8	GPa

Setelah proses pendefinisan material telah selesai,selanjutnya dilakukan proses pendefinisan komposit saat simulasi. Setelah melakukan pendifinisan material komposit, selanjutnya melakukan pendifinisan komposit pada model *spar*. Pendifnisan komposit dilakukan dengan cara membuat *spar* di partisi ke dalam beberapa section. Dalam penelitan kali ini *spar* di partisi ke dalam 20 section. Setiap Section pada *spar* tersebut memiliki jumlah ply yang berbeda. Hal itu dilakukan demi mengurangi massa total komposit *spar* yang sesuai metode *ply drop-off laminate*. *Ply drop-off laminate* Ply Drop-off Laminate ialah metode pengurangan ketebalan yang dilakukan pada struktur Komposit laminate dengan cara pengurangan ketebalan laminate secara bertahap dari bagain yang tebal hingga yang paling tipis[9]. Pembagian section pada *spar* dan jumlah ply di tampilkan pada **Tabel 2.2** dan **Gambar 2.4.**

Tabel 2. 2 Jumlah Ply Per section sebelum optimisasi

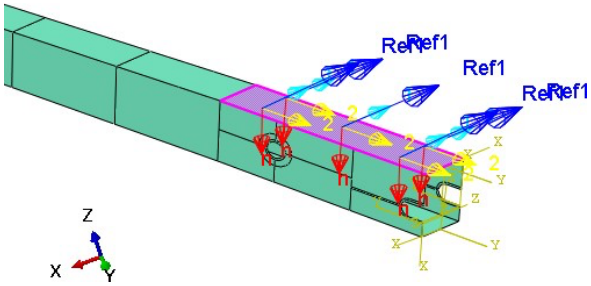
Section	Simbol	Jumlah *Ply*
1	S1	60
2	S2	60
3	S3	59
4	S4	59
5	S5	58
6	S6	58
7	S7	57
8	S8	57
9	S9	56
10	S10	56
11	S11	55
12	S12	55
13	S13	54
14	S14	53
15	S15	52
16	S16	51
17	S17	50
18	S18	48
19	S19	46
20	S20	44
21	S21	44



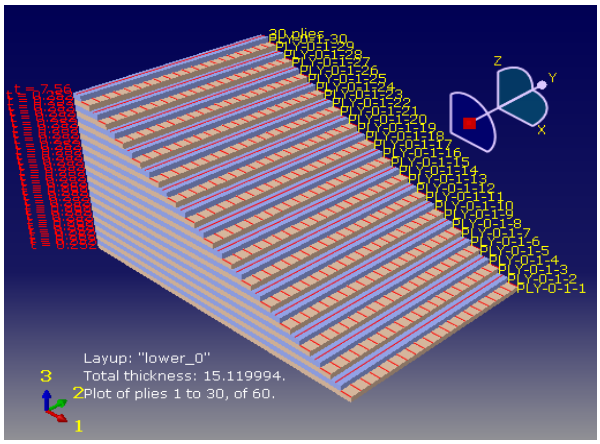
Gambar 2. 4 Pendefinisan Komposit Tiap *Section*

Selain itu pada tahapan pendefinisan

komposit ini di tentukan pula arah komposit yang digunakan. Penelitian kali ini menggunakan arah 0 dan 90 derajat. **Gambar 2.5** menampilkan arah serat normal pada koordinat lokal. Anak panah warna biru dengan angka 1 mendefinisikan arah x atau arah serat. Anak panah warna kuning dengan angka 2 mendefinisikan arah y atau arah tegak lurus serat. Anak panah warna merah dengan angka 3 mendefinisikan arah z atau arah ketebalan lamina. Komposisi setiap ply ditampilkan pada **Gambar 2.6**



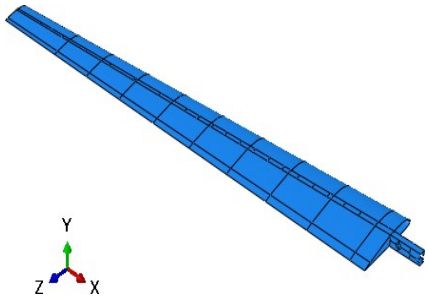
Gambar 2. 5 Arah serat normal (0)



Gambar 2. 6 Komposisi arah serat ply

2.3 Assembly

Proses simulasi dilakukan dengan menggabungkan part *skin* dengan part *spar*. Hal itu dilakukan untuk penggabungan menjadi satu kesatuan dan pengaplikasian beban saat simulasi. Pengagabungan *skin* dengan *spar* di tampilkan pada **Gambar 2.7**



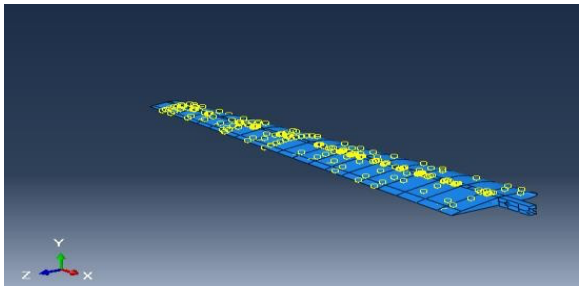
Gambar 2. 7 *Assembly skin dan spar*

2.4 Step

Penentuan jenis simulasi pada software ABAQUS dilakukan pada modul "Step". Simulasi statik diset dalam modul "Step". Waktu simulasi memiliki nilai 1 s. waktu tersebut di pilih berdasarkan *default* yang tertera pada software tersebut.

2.5 Interaksi

Module Interaction atau Konstrain berfungsi untuk menentukan bidang kontak atau jenis interaksi yang dialami oleh model. *Tipe* konstrain yang digunakan adalah Tie karena diasumsikan *spar* dan *skin* saling mengikat. Selain itu, *tipe* tersebut cocok digunakan untuk Konstrain yang terjadi antara surface *skin* dengan *spar*. Interaksi yang terjadi di tampilkan pada **Gambar 2.8**

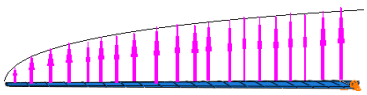


Gambar 2. 8 Interaksi *skin* dengan *spar*

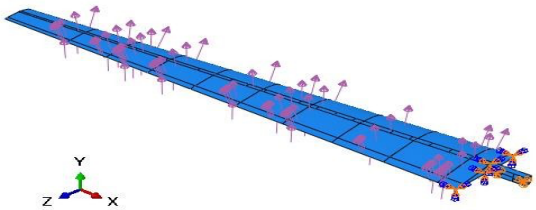
2.6 Pembebanan dan Kondisi Batas

Pembebanan dan kondisi batas dilakukan pada *module load*. *Module Load* berfungsi untuk menentukan jenis pembebanan dan kondisi batas yang di aplikasiakn model. Penelitian kali ini dimulai dengan mencari tahu jenis pembebanan yang di terapkan pada model. Jenis pembebanan yang di terapkan pada model ialah jenis pembebanan yang berupa *lift* distribution sepanjang model berupa sayap.

Proses perhitungan *lift distribution* telah di terangkan pada sub bab 2.1. Pembebanan dimulai dengan ditempatkan pada bagian atas pada struktur *spar* seperti terlihat pada **Gambar 2.9**. Pada **Gambar 2.9** Gaya angkat di definisikan menggunakan load *tipe* pressure yang terdistribusi mengikuti persamaan linier yang diperoleh dari perhitungan schrenk, dengan distribusi persection menggunakan *total force.*



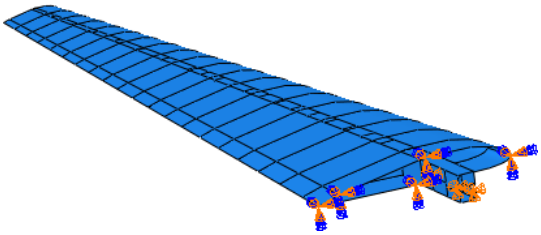
(a)



(b)

Gambar 2. 9 (a) Pembebanan tampak depan, (b) Pembebanan tampak isometric

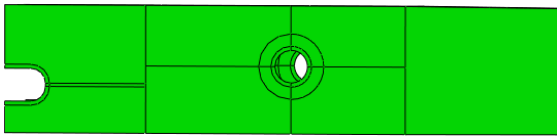
Kondisi Batas atau boundary condition yang di aplikasikan pada model adalah model tumpuan pin pada *hole* yang terdapat pada *root spar* menandakan bahwa struktur ditahan untuk tidak bergerak translasi pada arah sumbu x,y,z (U1=U2=U3=0). Selain itu, diaplikasikan kondisi batas pada *skin* sebagai tumpuan dari pada half *skin*. Kondisi batas yang digunakan pada *skin* berjenis Encastre yang menandakan bahwa tidak ada pergerakan secara translasi atau rotasi arah sumbu x,y,z (U1=U2=U3=R1=R2=R3=0). Kondisi batas di tampilkan pada **Gambar 2.11**



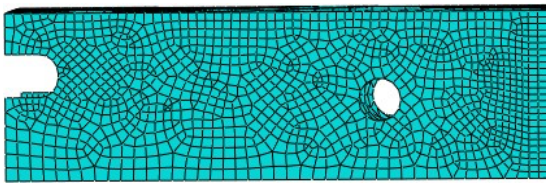
Gambar 2. 10 Kondisi Batas

2.7 Diskritisasi Struktur (Meshing)

Pada simulasi statik dan elemen yang digunakan adalah elemen *shell S4R* dengan bentuk *quadrilateral* (Quad) dengan teknik struktur. Berdasarkan referensi Abaqus User's Manual Guide, *coarse mesh* dapat memberikan hasil yang tidak akurat sehingga disarankan menggunakan *fine mesh*. Akan tetapi, spesifikasi komputer untuk melakukan komputasi akan meningkat ketika mesh dibuat fine. Namun, hal ini dapat diatasi dengan melakukan *fine mesh* hanya pada area tertentu[10]. Tahapan awal pembuatan *fine mesh* dilakukan dengan cara membuat partisi pada area tertentu seperti pada **Gambar 2.12**



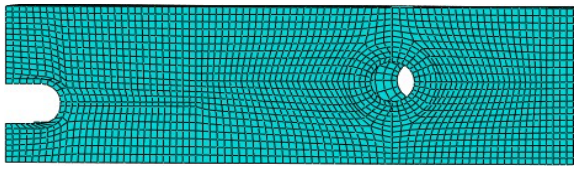
Gambar 2. 11 Proses Partisi *Spar*



Gambar 2. 12 *Coarse mesh*

Gambar 2.12 Menampilkan terdapatnya meshing yang tidak teratur yang membuatnya tidak rapih. Solusi yang di tawarkan ialah membuat *fine mesh* pada area tertentu dengan cara membuat partisi pada fitur lubang tersebut. Partisi yang dilakukan di tampilkan pada Gambar 2.11. Setelah melakukan partisi dilakukan proses *mesh control* dengan jenis elemen Quad dan dengan Teknik *structured*. Area *spar* menggunakan aproksimasi seed size 7 mm. Mesh dilakukan dengan ukuran elemen 2x2 karena pada ukuran elemen ini kondisi fitur lubang dapat dimesh dengan hasil yang baik. Proses *Meshing* menghasilkan 62711 elemen dan 62819 *node* pada model *spar*. Hasil *fine mesh* di tampilkan pada Gambar 3.19. Sedangkan Mesh keseluruhan

model di tampilkan pada Gambar 3.20



Gambar 2. 13 *Fine mesh*

Gambar 2. 14 Meshing pada keseluruhan model *Spar*

2.8 Data Output

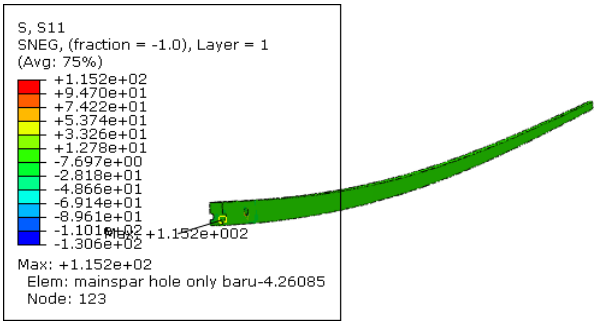
Secara keseluruhan Output data yang digunakan untuk analisis penelitian ini terdiri dari beberapa variabel sebagai berikut:

S, S11 : Tegangan pada sumbu longitudinal atau searah serat
S, S22 : Tegangan pada sumbu transversal atau tegak lurus arah serat
S, S12 : Tegangan pada sumbu 1,2
U : Perpindahan Translasi
TSAIH : Kriteria Kegagalan Tsai-Hill

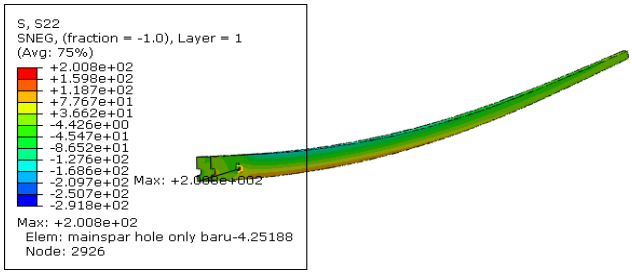
III. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Anlisis Statik Sebelum Optimisasi

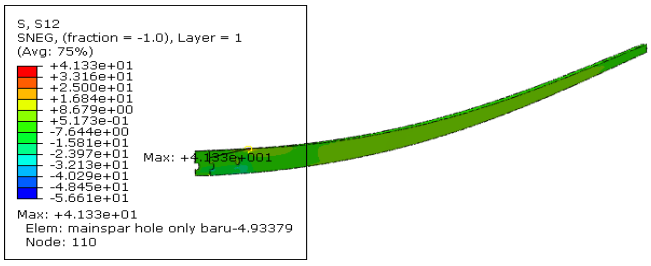
Analisis statik pada struktur *spar* menggunakan pendekatan metode elemen hingga telah dilakukan. Hasil geometri struktur *spar* dengan analisis statik sebelum dilakukan optimisasi ditampilkan pada **Gambar 3.1-3.5**



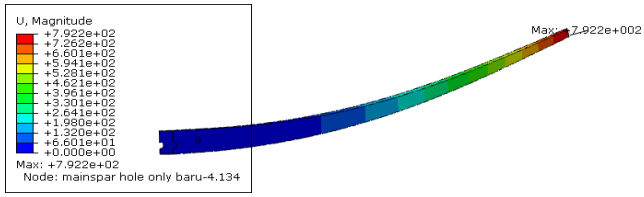
Gambar 3. 1Plot hasil Tegangan sumbu major(S11)



Gambar 3. 2 Plot hasil Tegangan sumbu major(S22)



Gambar 3. 3 Plot hasil Tegangan sumbu major(S12)



Gambar 3. 4 Plot hasil displacement

Pada **Gambar 3.1- 3.4** merupakan hasil uji statik *spar wing* Simulasi numerik sebelum dilakukannya optimisasi yang memberikan memberikan hasil berupa plot tegangan dan *displacement*. Nilai tegangan maksimum pada arah longitudinal atau searah serat (S11) Sumbu X sebesar 115.2 MPa. Tegangan maksimum pada arah transversal atau arah tegak lurus serat (S22) Sumbu Y sebesar 200.8 MPa. Tegangan geser

maksimum pada arah (S12) Sumbu X,Y sebesar 41.32 MPa. Nilai *displacement* yang terjadi sebesar 792.2 mm dan berat *Spar* 68.7 kg. Tingkat keamanan suatu struktur dinyatakan dengan suatu nilai yang disebut faktor keamanan (safety factor). Safety factor (SF) merupakan rasio antara tegangan luluh material struktur terhadap tegangan maksimum pada struktur saat beroperasi normal. Selanjutnya untuk mengetahui besaran kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia pada suatu struktur dalam menahan suatu pembebanan secara aman disebut sebagai *Margin of Safety* (MS) yang dapat dicari dengan rumus sebagai berikut :

$$SF = \frac{\sigma ult}{\sigma app} \quad (4.1)$$

$$MS = SF - 1 \quad (4.2)$$

σapp = Tegangan yang diterima struktur (MPa)

σult = Tegangan luluh material

Margin of Safety untuk arah longitudinal atau searah serat(S11) adalah sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((475 MPa)/(115.2 MPa))-1

MS = 3.1

Margin of Safety untuk arah transversal atau arah tegak lurus serat (S22) adalah sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((485 MPa)/(200.8 MPa))-1

MS = 1.4

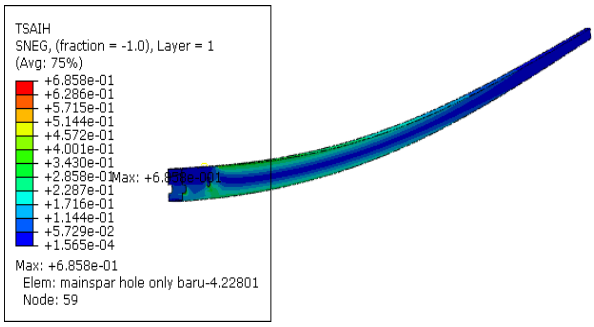
Margin of Safety untuk arah tegangan geser (S12) adalah sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((89 MPa)/(41.32 MPa))-1

MS = 1.15

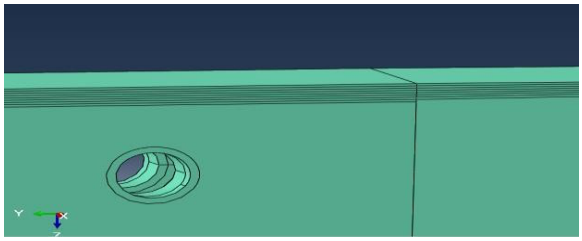
Hasil perhitungan Margin of Safety diatas menunjukan struktur dapat menahan pembebanan yang dilakukan. Nilai Margin of Safety yang dihasilkan dapat menahan 2 kali nilai tegangan maksimum dalam kondisi normal untuk setiap arah tegangan yang terjadi karena memiliki nilai yang berada diatas 1. Sedangkan Keamanan struktur komposit akan diverifikasi menggunakan kriteria kegagan Tsai-Hill pada **Gambar 3.5. Gambar 3.5** menampilkan hasil kriteria kegagalan yang mana memiliki nilai 0.685. hal itu menandakan bahwa struktur masih dalam keadaan aman.



Gambar 3. 5 Hasil Kriteria Kegagalan Tsai-Hill

3.2 Optimisasi Komposit Ply Drop-off Laminate

Optimisasi *Ply Drop-off Laminate* dilakukan untuk mereduksi massa struktur dengan cara mereduksi jumlah *ply* pada setiap *section* secara berurutan. Optimisasi yang dilakukan terlihat pada Gambar 3.6



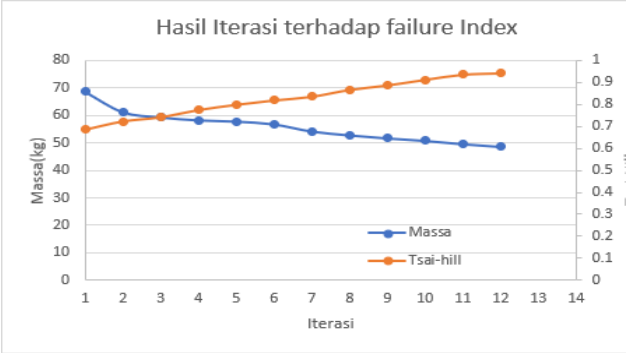
Gambar 3. 6 Ply Drop Laminate tampak samping

Gambar 3.6 merupakan Ply Drop-off laminate berjenis externalMenampilkan hasil optimisasi iterasi ke 12. Optimisasi yang dilakukan berupa pengurangan ketebalan setiap *section* dengan cara mengurangi jumlah *ply* pada setiap *section* secara berurutan dan teratur. Jumlah *ply* pada setiap *section* ditampilkan pada **Tabel 3.5** Hasil setiap iterasi di tampilkan pada **Tabel 4.2. Gambar 3.7** menampilkan grafik hasil iterasi terhadap massa *spar*. Iterasi awal menunjukan nilai yang masih linear dan menurun seiring berat yang *spar* yang masih besar. Hal itu terjadi karena dilakukan optimisasi berupa reduksi massa yang ditandai dengan menurunya grafik berwarna biru. Hasil iterasi tersebut menghasilkan reduksi massa sebesar 30.41%. Garis kuning menunjukan terjadinya peningkatan dari iterasi awal hingga iterasi akhir. Penyebab peningkatan tersebut karena pengurangan massa *spar* yang mengakibatkan kenaikan nilai *failure index*

Tsai-Hill. Akibat pengurangan massa tersebut menghasilkan kekuan pada *spar* berkurang sehingga mengakibatkan terjadinya kenaikan nilai *failure index* Tsai-Hill

Tabel 3. 2 *Jumlah Ply Per section setelah optimisasi*

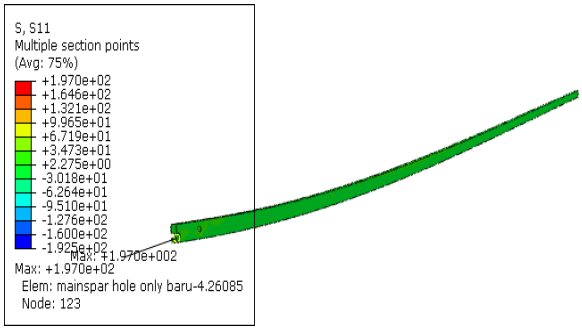
Section	Simbol	Jumlah *Ply*
1	S1	49
2	S2	49
3	S3	48
4	S4	48
5	S5	48
6	S6	47
7	S7	47
8	S8	46
9	S9	44
10	S10	43
11	S11	42
12	S12	41
13	S13	39
14	S14	37
15	S15	35
16	S16	33
17	S17	31
18	S18	29
19	S19	27
20	S20	25
21	S21	23



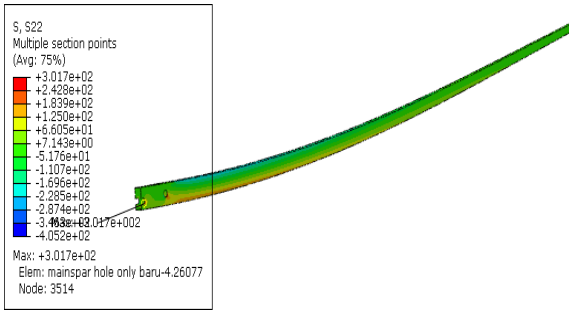
Gambar 3. 7 Grafik iterasi terhadap Massa *Spar*

3.3 Analisis Statik Setelah Optimisasi

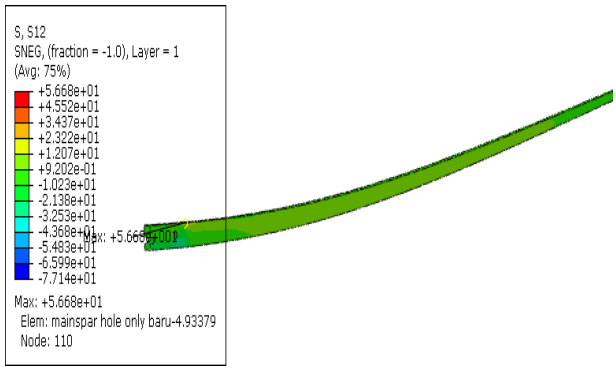
Analisis statik pada struktur rancangan *spar* menggunakan pendekatan metode elemen hingga telah dilakukan. Hasil pemilihan geometri struktur *spar* dengan analisis statik sebelum dilakukan optimisasi ditampilkan pada Gambar 3.9-3



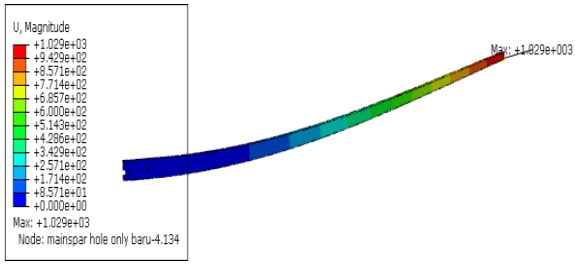
Gambar 3. 8 Plot hasil Tegangan sumbu major(S11)



Gambar 3. 9 Plot hasil Tegangan sumbu major(S22)



Gambar 3. 10 Plot hasil Tegangan gunting sumbu major(12)



Gambar 3. 11 Plot hasil displacement

Gambar 3.8-3.11 merupakan hasil uji

statik *spar wing* menggunakan material komposit karbon. Simulasi numerik memberikan numerik memberikan hasil berupa plot tegangan dan displacement. Nilai tegangan maksimum pada arah longitudinal atau searah serat(S11) Sumbu X sebesar 197 MPa. Tegangan maksimum pada arah transversal atau arah tegak lurus serat (S22) SUmbu Y sebesar 301.7 MPa. Tegangan geser maksimum pada arah (S12) Sumbu XY sebesar 56.6 MPa. Nilai displacement yang terjadi sebesar 1029 mm dan berat *Spar* 47.82 kg. Selanjutnya untuk mengetahui nilai *Safety Factor* dan *Margin of Safety* digunakan **Persamaan 4.1-4.2** yanh menghasilkan nilaisebagai berikut.

Margin of Safety untuk arah longitudinal atau searah serat(S11) adalah sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((475 MPa)/(197 MPa))-1

MS = 1.4

Margin of Safety untuk arah transversal atau arah tegak lurus serat (S22) adalah sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((485 MPa)/(301.7 MPa))-1

MS = 0.6

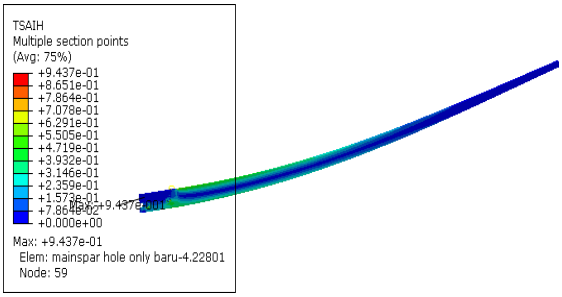
Margin of Safety Untuk arah tegangan geser (S12) sebagai berikut :

MS= (σult/σapp)-1

MS=((89 MPa)/(56.6 MPa))-1

MS = 1.15

Hasil perhitungan Margin of Safety diatas menunjukan struktur dapat menahan pembebanan yang dilakukan. Nilai Margin of Safety yang dihasilkan untuk beberapa arah tegangan dapat menahan 2 kali nilai tegangan maksimum dalam kondisi normal untuk setiap arah tegangan yang terjadi karena memiliki nilai yang berada diatas 1. Sedangkan untuk arah transversal atau searah tegak lurus serat struktur belum mampu menahan beban 2 kali dari nilai tegangan maksimum. Keamanan struktur akan di verifikasi menggunakan kriteria kegagan Tsai-Hill. Gambar 3.12 menampilkan hasil kriteria kegagalan yang mana memiliki nilai 0.943. hal itu menandakan bahwa struktur masih dalam keadaan aman.



Gambar 3. 12 Hasil Kriteria Kegagalan Tsai-Hill setelah Optimisasi

Tabel 3.3 menampilkan perbandingan hasil sebelum dan sesudah optimisasi. Pada tabel tersebut diketahui terjadi peningkatan dari seluruh tegangan yang terjadi. Peningkatan tegangan tersebut berpengaruh terhadap *displacement*. Nilai *displacement* mengalami kenaikan dikarenakan kekakuan struktur tersebut berkurang yang diakibatkan oleh adanya reduksi massa pada *spar*. Massa sebelum optimisasi yaitu 68.72 kg dan sesudah optimisasi yaitu 47.82 kg. reduksi massa tersebut terjadi sebesar 30.41%. Selanjutnya untuk kemanan struktur diverifikasi dengan indeks kegagalan Tsai-Hill. Proses reduksi massa juga mempengaruhi nilai dari keamanan struktur yang berdasarkan indeks kegagalan Tsai-Hill. Hal itu terlihat meningkatnya nilai kegagalan tsai hill sebesar 27.3%. kenaikan nilai indeks tersebut masih dalam batas aman karena masih nilainya masih di bawah 1.

Tabel 3. 3 Hasil Sebelum dan Sesudah Optimisasi

Kondisi	**Tegangan S11 (MPa)**	**Tegangan S22 (MPa)**	**Tegangan S12 (MPa)**	***Displacement* U (mm)**	**Tsai-Hill**	**Berat (kg)**
Sebelum Optimisasi	115.2	200.8	41.3	792.2	0.685	68.72
Sesudah Optimisaisi	197	301.7	56.6	1023	0.943	47.82

IV. KESIMPULAN

Berdasarkan pembahasan dan hasil Analisa yang terdapat pada BAB IV, maka di dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

1. Distribusi tegangan tertinggi terletak pada *hole* bagian *root* karena beban yang diterima oleh sayap didistirbusikan kearah *spar root* sehingga nilai stress yang berada pada bagian *spar root* memiliki nilai yang tinggi. Terjadi peningkatan *displacement* pada *spar* yang diakibatkan penurunanan kekakuan struktur karena reduksi massa.
2. Optimisasi *ply* drop-off *laminate* menghasilkan reduksi massa *spar* sebesar 19 kg (30.41% dari sebelum optimisasi)
3. Struktur untuk *spar* sebelum dan sesudah optimisasi masih aman. Hal itu karena nilai kriteria kegagalan tsai-hill masih di bawah 1 nilai dan dibuktikan dengan nilai Margin of Safety yang masih di atas 0.

V. DAFTAR PUSTAKA

[1] Federal Aviation Administration, 2012, *Aviation Maintenance Technician Handbook-Airframe, Vol. 1, US Department of Transportation*: Oklahoma City, United States.

[2] Kementerian Perhubungan Republik Indonesia, 2001, *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes*, *Part* 23 Amandment 1

[3] Pramono Edy Agung, 2012, *Karakteristik Komposit Karbon-Karbon Berbasis Limbah Organik Hasil Proses Tekan Panas*, *Disertasi*, Program Doktor Fakultas Teknik, Universitas Indonesia, Depok

[4] Astasari, 2017, *Pengaruh Variasi Arah Serat dan Jumlah Layer Terhadap Karakteristik Bending dan Torsional Stiffness Komposit Sandwich Serat Karbon Dengan Core Kayu Balsa, Skripsi*, Program Studi Teknik Mesin, Institute Teknologi Sepuluh November, Surabaya.

[5] Marta A., Nanda W., Encung S., Riki A., 2017, Design Unmaned Aircaft Wing Testing Apparatus Using Whiffletree Methode Study Case: *LSU-05, 12th Annual meeting on Testing and Quality*, Tangerang Selatan.

[6] PFA Engineering, Schrenk Approximation, Draft Report

[7] Soemaryanto Arifin R., Nurhayan H. Rosyid, 2018, *Verification of Schrenk Method for Wing Loading Analysis of Small Unmanned Aircraft Using Navier Stokes Based CFD Simulation*,LAPAN, Rumpin.

[8] PT DI, 2020, Draft Laboratorium Komposit. PT DI

[9] Barbero J., 2013, Finite Element Analysis of *Composite Materials Using Abaqus*, Taylor & Francis Group: Boca Raton, Florida, US

*[10]*Abaqus,2017,MeshConvergence,*https://abaqusdocs.mit.edu/2017/English/SIMACAEGSARefMap/simagsa-c-ctmmeshconverg.htm*, diakses tanggal 26 Mei 2020.