

# Analisis Kekuatan Statik Pada Sayap Pesawat Ultralight Menggunakan Software Solidworks

Lies Banowati<sup>1</sup>, Ichlasul Amal Nurrachman<sup>1\*</sup>, Yoga Yulasmana<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Program Studi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknik, Universitas Nurtanio

\*Email korespondensi: [ichlasul15@gmail.com](mailto:ichlasul15@gmail.com)

Received Jan 19, 2022; Accepted Feb 24, 2022; Published Mar 8, 2022

**Abstrak.** Konstruksi struktur sayap pesawat terbang terdiri dari : *spar, rib, dan skin*. Berdasarkan fungsinya sayap adalah sebagai penghasil *lift* terbesar disamping sebagai penyimpanan bahan bakar. Sayap pesawat terbang akan menahan beban dari gaya angkat (*lift-load*) secara terus menerus dan berulang. Faktor utama yang mengakibatkan terjadinya kegagalan struktur pesawat terbang adalah kegagalan material. Penelitian dilakukan dalam dua tahap analisis, yaitu analisis aerodinamika dan analisis statik. Metode yang digunakan yaitu menginput hasil analisis CFD kedalam analisis statik menggunakan perangkat lunak Solidworks. Jenis material yang menjadi perbandingan yaitu Al 2024-T3, Al 7075 dan *composite woven carbon*. Hasil penelitian yang diperoleh menunjukkan bahwa pada hasil analisa statik dengan material *composite woven carbon* memiliki nilai *stress* maksimum terkecil yaitu 275.1 Mpa, dan nilai defleksi maksimum 84.35 mm. Material *composite woven carbon* lebih kuat dalam menahan beban gaya angkat (*lift*) dan lebih ringan dibandingkan dengan material Al 7075 dan Al 2024-T3.

**Kata kunci:** *Wing structure, CFD, Static analysis*

## 1. Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan alat transportasi udara yang dirancang memiliki berat yang ringan namun memiliki daya angkut besar. Seiring berkembangnya teknologi, kebutuhan menggunakan pesawat terbang meningkat sehingga perkembangan teknologi dan industri pesawat terbang di seluruh dunia pun ikut melesat naik. Salah satunya adalah pesawat *Ultralight*, pesawat *Ultralight* adalah pesawat terbang dengan bobot ringan, mempunyai kecepatan rendah dan berpenumpang 1 atau 2 orang. Hal utama yang mendorong pengembangan material dan desain struktur pesawat adalah untuk mengurangi berat. Oleh karena itu, dalam perancangan pesawat terbang aspek berat dan kekuatan struktur menjadi salah satu aspek yang harus diperhatikan selain aspek aerodinamika. Akan tetapi, munculnya material komposit menjadi pandangan yang baru pada perancangan struktur pesawat. [1] menyatakan bahwa komposit dapat menurunkan berat struktur sekitar 30% – 40% dibandingkan aluminium dan titanium.

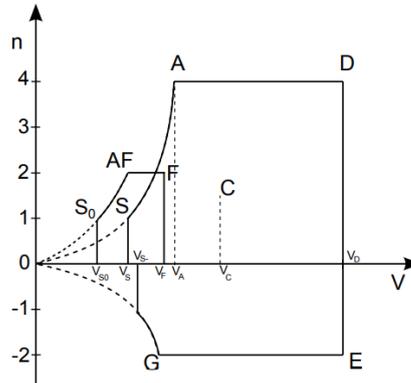
Alumunium merupakan logam ringan yang mempunyai ketahanan korosi yang baik dan hantaran listrik yang baik. Material ini dipergunakan di dalam bidang yang luas bukan saja untuk peralatan rumah tangga tapi juga dipakai untuk keperluan material pesawat terbang, mobil, kapal laut, konstruksi[2].

Impian para ahli untuk terus mengembangkan ilmu pengetahuan dan industri semakin dimudahkan dengan perkembangan yang begitu cepat dari dunia komputer. Computational Fluid Dynamic dan Finite Element Method merupakan metoda yang telah banyak memberikan pengaruh dalam penemuan-penemuan bidang riset dan industri. Hal ini dikarenakan metode tersebut mampu berperan sebagai *research tool* pada eksperimen numerik. *Computational Fluid Dynamics* (CFD) adalah *tool* berbasis *computer* untuk mensimulasikan perilaku suatu sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas dan proses fisik lainnya[3].

Metode elemen hingga merupakan suatu metode pendekatan untuk mendapatkan solusi secara numerik. Metode elemen hingga ini dapat digunakan untuk menganalisis sistem mekanik. Cara kerjanya adalah dengan memecah suatu objek struktur yang akan diuji menjadi elemen-elemen berhingga yang saling terhubung satu sama lain yang akan dikelola dengan perhitungan khusus oleh *software*, sehingga menghasilkan hasil yang lebih akurat. Persamaan dalam metode elemen hingga yaitu [4].

$$[K].\{u\} = \{F\} \tag{1}$$

Beban-beban yang bertambah pada sayap dalam penerbangan dinyatakan dengan istilah *Load Factors*. *Load Factor* adalah perbandingan dari total beban yang harus disangga oleh sayap pesawat dengan berat sesungguhnya dari pesawat dengan muatannya, seperti gaya *lift* dibagi berat total dari pesawat. Struktur pesawat harus bisa menahan beban saat kondisi di A, D, G, E, F seperti pada Gambar 1.



**Gambar 1.** Contoh V-n diagram untuk ultralight aircraft. [5]

## 2. Metode Penelitian

Dengan adanya beberapa macam metode untuk Analisa struktur, yang pada kenyataannya masing-masing memiliki kelebihan dan kekurangan, maka dalam analisa ini dilakukan gabungan beberapa macam metode yang digunakan dalam analisa yang berbeda.

Untuk mengetahui besarnya beban aerodinamika, maka dilakukan analisa *Computational Fluid Dynamic* yang akan menghasilkan beban pressure pada sayap pesawat. Kemudian untuk Analisa struktur sayap pesawat dilakukan Analisa struktur menyeluruh dengan menggunakan Metode Elemen Hingga. Melalui pengujian ini, juga dapat diketahui keamanan struktur model. Jika terjadi kerusakan struktur, berarti faktor keamanan struktur pada beban tersebut bernilai kurang dari satu. Padahal kemampuan struktur sudah semestinya lebih besar dari gangguan yang terjadi [6].

### 2.1. Pemodelan Struktur Sayap Pesawat Ultralight

Dalam tahap ini dilakukan desain struktur sayap pesawat *Ultralight* meliputi bagian *ribs*, *spar* dan *skin* dengan menggunakan perangkat lunak *solidworks*.

**Tabel 1.** Geometri Sayap Pesawat Ultralight

Geometri	Ukuran
<i>Aspect ratio</i>	7.41
<i>Span</i>	8594 mm
<i>Half span</i>	3540 mm
<i>Airfoil</i>	Clark Y
<i>Chord length</i>	1170 mm
<i>Cross section spar</i>	<i>Rectangular hollow</i>
<i>Thickness</i>	2.00 mm

### 2.2. Proses Input Data, Property material, beban dan kondisi

Berikut adalah tabel *input* kondisi batas yang digunakan pada penelitian ini dengan menggunakan *software solidworks flow simulation*.

**Tabel 2.** Kondisi batas *flow simulation*

Parameter	Besaran
<i>Solver</i>	3 Dimensi, Pressure Based
<i>Unit system</i>	SI (m-kg-s)
<i>Material</i>	<i>Fluid Air</i> (Udara)

<i>Pressure</i>	101325 Pa
<i>Temperature</i>	293.2 K
Kondisi Batas <i>Inlet</i>	<i>Velocity Inlet</i>
Kondisi Batas <i>Outlet</i>	<i>Pressure Outlet</i>
Kondisi Batas <i>Walls</i>	<i>Adiabatic wall</i>
Kecepatan Aliran	(148 m/s)

Jenis material yang akan digunakan dalam pemodelan struktur sayap adalah Al 2024, Al 7075 dan komposit *woven* fiber karbon.

**Tabel 3.** Properti Material Alumunium [7]

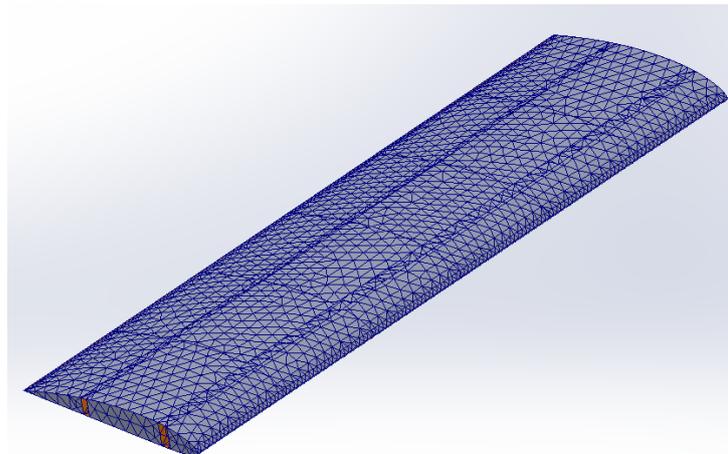
Material	Elastic modulus (N/mm <sup>2</sup> )	Poisson's Ratio (N/mm <sup>2</sup> )	Shear Modulus (N/mm <sup>2</sup> )	Mass Density (kg/mm <sup>3</sup> )	Tensile Strength (N/mm <sup>2</sup> )	Yield Strength (N/mm <sup>2</sup> )
AL 7075	72000	0.33	26900	2810	570	505
AL 2024-T3	72400	0.33	28000	2780	485 N	345

**Tabel 4.** Properti Material *Composite Woven Carbon* [8]

<i>Property</i>	<i>Value</i>
<i>Elastic modulus in x</i>	77000 N/mm <sup>2</sup>
<i>Elastic modulus in y</i>	75000 N/mm <sup>2</sup>
<i>Poisson's Ratio in xy</i>	0.33
<i>Shear Modulus in xy</i>	6500 N/mm <sup>2</sup>
<i>Mass Density</i>	1600 kg/mm <sup>3</sup>
<i>Tensile Strength in x</i>	963 N/mm <sup>2</sup>
<i>Tensile Strength in y</i>	856 N/mm <sup>2</sup>
<i>Compressive Strength</i>	900 N/mm <sup>2</sup>

Pemberian kondisi batas dan pembebanan pada struktur sayap, kondisi batas pemodelan struktur sayap pesawat *ultralight* dibuat pada bagian *root*. Kondisi batas yang digunakan berupa *fix* pada bagian *spar* dimana bagian struktur tidak dapat bergerak dalam arah translasi maupun rotasi sumbu x, y dan z. Untuk metode pembebanan yang digunakan adalah *pressure force* yang didapat dari uji *CFD analysis*, *pressure* yang mengalir pada sayap dimasukan sebagai *pressure load* pada permukaan atas dan bawah sayap.

Setelah memodelkan geometri, input data material, serta menerapkan kondisi batas dan pembebanan, maka langkah selanjutnya adalah proses *meshing* (membagi struktur menjadi bagian-bagian kecil). Semakin banyak jumlah elemen, maka bentuk geometri akan semakin akurat pada geometri pada bentuk tersebut dan hasilnya akan lebih akurat.



**Gambar 2.** Meshing Struktur sayap pesawat Ultralight

### 3. Hasil Analisa

Pada tahapan ini, menjelaskan hasil dari analisis struktur sayap pesawat ultralight yang menggunakan metode CFD dan Statik. Program komputer yang digunakan pada analisis gaya aerodinamik menggunakan perangkat lunak Flow Simulation akan menghasilkan gaya aerodinamik berdasarkan input parameter kecepatan, lalu hasil dari gaya aerodinamik tersebut akan menjadi input untuk analisis statik.

#### 3.1. Perhitungan Kecepatan $V_D$

Pada Persamaan 2 [9] menunjukkan perhitungan gaya aerodinamika pada sayap pesawat *ultralight*, gaya aerodinamika yang dihasilkan pesawat harus lebih besar dari MTOW agar pesawat dapat terbang.

$$L = W = m \times g = 600 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 5880 \text{ N} \quad (2)$$

Gaya angkat maksimum yang mungkin terjadi di dalam *flight envelope* pesawat *ultralight* terjadi pada kondisi D [Gambar 1] pada kondisi tersebut menghasilkan *limit load*  $n = 4.4$ , *limit load* pesawat *ultralight* ditunjukkan pada Persamaan 3 [5].

$$\begin{aligned} \text{Limit Load} &= L \times n \\ &= 5880 \text{ N} \times 4.4 \\ &= 25,872 \text{ N} \end{aligned} \quad (3)$$

Jika diasumsikan gaya angkat yang dihasilkan oleh *fuselage* diabaikan, maka pada masing masing sayap akan menerima beban sebesar 12.930 N pada saat *limit load*  $n = 4.4$ .

Kecepatan minimum pesawat terbang di titik S pada V-n diagram adalah *stall speed* ( $V_s$ ), yang bisa diasumsikan bahwa  $L = W$ . Pada saat *stall speed*, koefisien gaya angkat maksimum dihasilkan oleh sudut serang yang tinggi dan sangat dekat dengan *stall angle*. Untuk menghitung *stall speed* dapat menggunakan Persamaan 4 [5].

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{Lmax} S}} = 45 \text{ m/s} \quad (4)$$

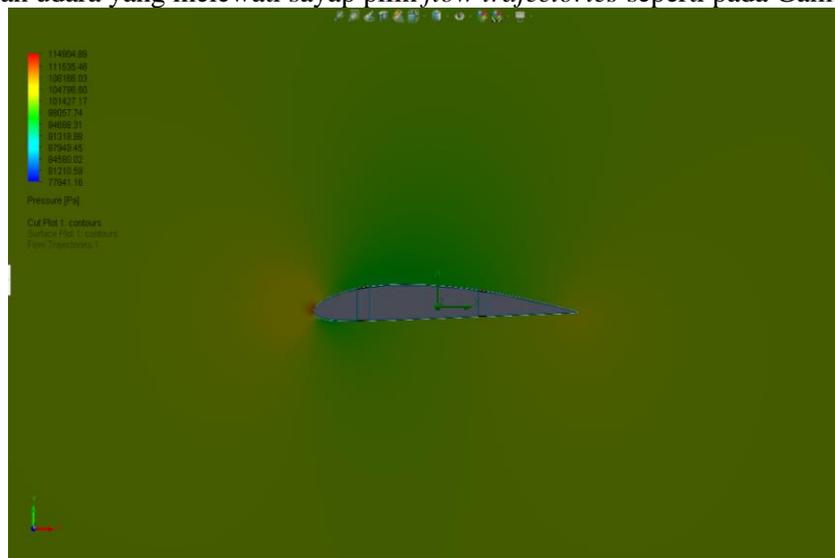
$$V_C = 2.2 V_s = 99 \text{ m/s} \quad (5)$$

*Design dive speed* ( $V_D$ ) adalah kecepatan tertinggi yang dipakai untuk pengujian beban pesawat. Kecepatan  $V_D$  dihitung menggunakan Persamaan yang diberikan oleh regulasi pada Persamaan 6 [10] Kecepatan ini digunakan untuk *input* kecepatan pada simulasi CFD.

$$V_D = 1.5 V_C = 148 \text{ m/s} \quad (6)$$

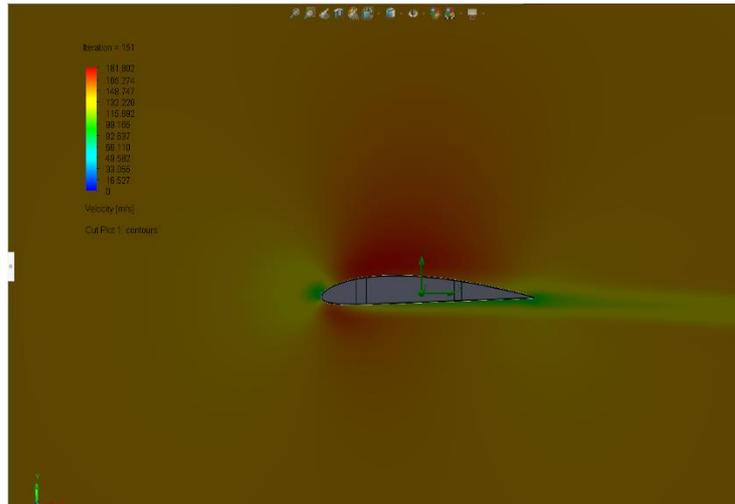
#### 3.2. Hasil Analisis Gaya Aerodinamik

Hasil simulasi berupa kontur dari distribusi tekanan seperti pada Gambar 3. Sedangkan untuk menampilkan aliran udara yang melewati sayap pilih *flow trajectories* seperti pada Gambar 4



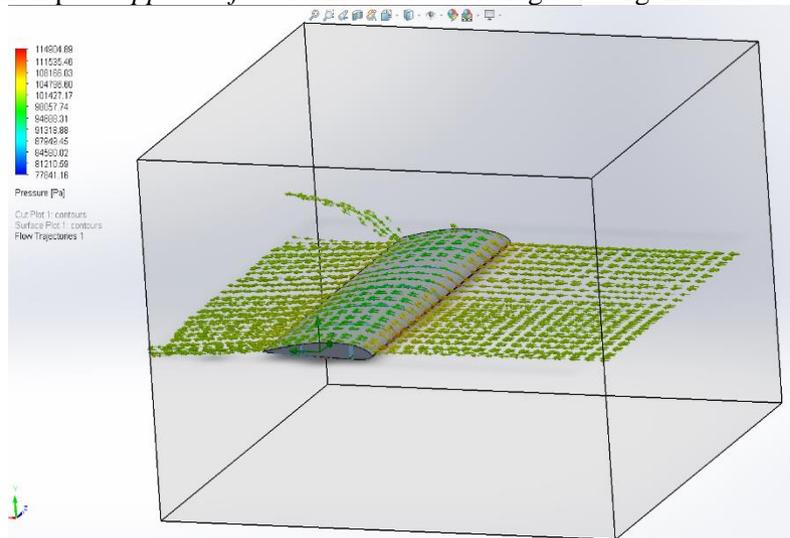
**Gambar 3.** Tampilan distribusi tekanan pada solidworks Flow simulation.

Gambar 3 adalah gambar distribusi tekanan yang terjadi pada sayap ketika sayap menerima beban aerodinamika, distribusi tekanan pada *upper wing* lebih kecil dibandingkan dengan terganggan pada *lower wing*.



**Gambar 4.** Distribusi kecepatan pada saat angle of attack 0°

Pada Gambar 4 menunjukkan kecepatan aliran udara yang melewati sayap ketika sudut serang 0°. Terlihat bahwa kecepatan aliran pada *upper surface* lebih besar dibandingkan dengan aliran di *lower surface*.



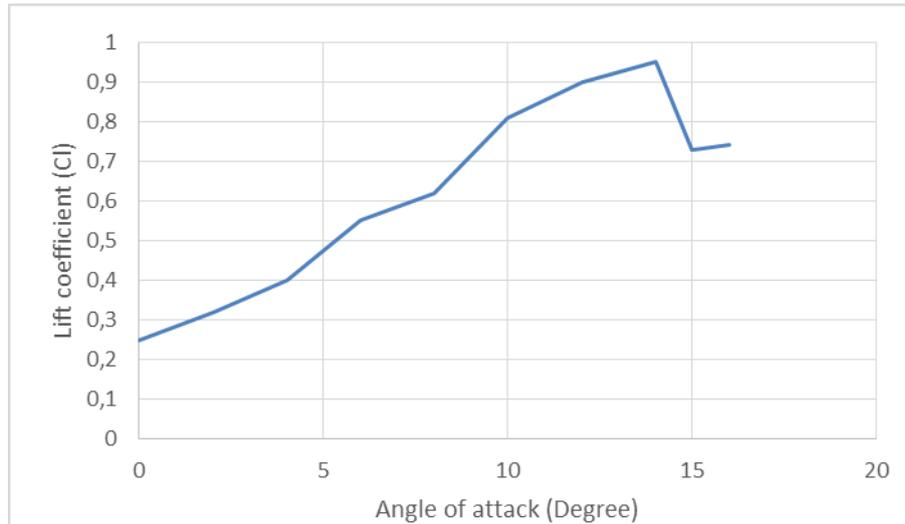
**Gambar 5.** Tampilan *flow trajectories* pada solidworks *Flow simulation*.

Hasil proses simulasi berupa aliran udara yang mengalir pada sayap dengan cara klik *flow trajectories* kemudian pilih *arrow* lalu pilih *surface streamline* dan klik *result* seperti Gambar 5.

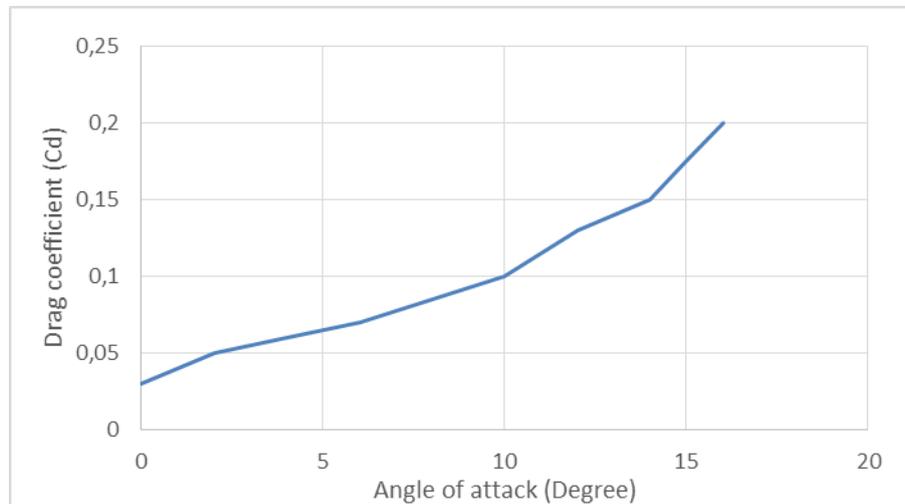
Tabel 5 menunjukkan bahwa gaya yang terjadi pada kedua sumbu akan muncul secara bersamaan dapat dikatakan bahwa gaya yang terdapat pada masing masing sumbu berpengaruh pada sayap pesawat. Gaya yang terjadi pada sumbu x adalah *drag* dan gaya pada sumbu y adalah *lift*.

Tabel 5 Gaya yang terjadi pada sumbu x dan y.

Goal Name	Unit	Value	Minimum Value	Maximum Value	Progress [%]
GG Force (X) 1	[N]	2451.15697	2323.455566	2703.027361	100
GG Force (Y) 2	[N]	13426.67347	13014.00668	13506.5686	100



**Gambar 6.** Hubungan *lift coefficient* terhadap *angle of attack*.



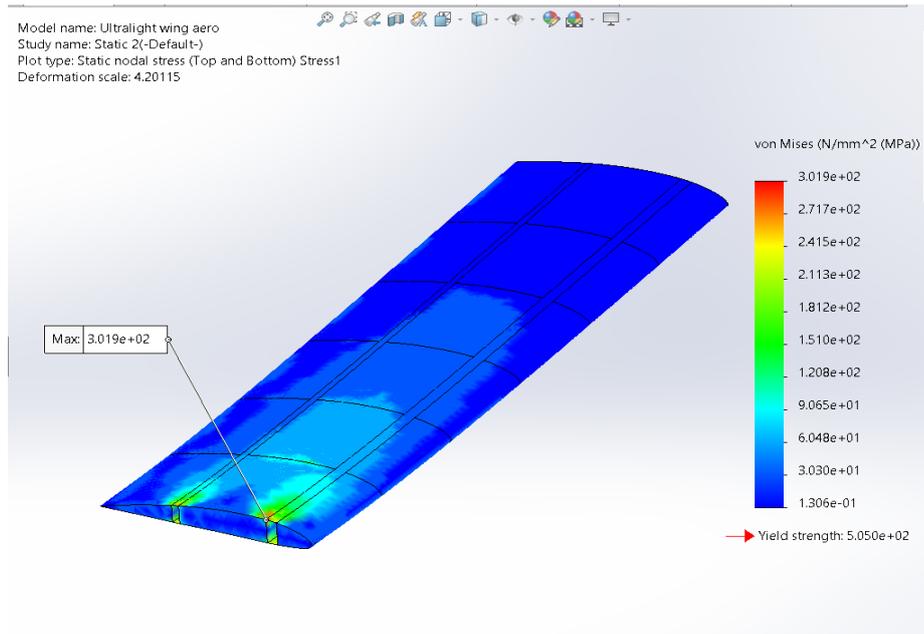
**Gambar 7.** Hubungan *drag coefficient* terhadap *angle of attack*.

Pada Gambar 6 dan Gambar 7 menunjukkan perbedaan coefficient lift dan coefficient drag pada setiap sudut serang sayap pesawat. Kondisi *stall* terjadi pada sudut serang  $15^{\circ}$ - $16^{\circ}$  kondisi tersebut membuat gaya angkat pesawat berkurang.

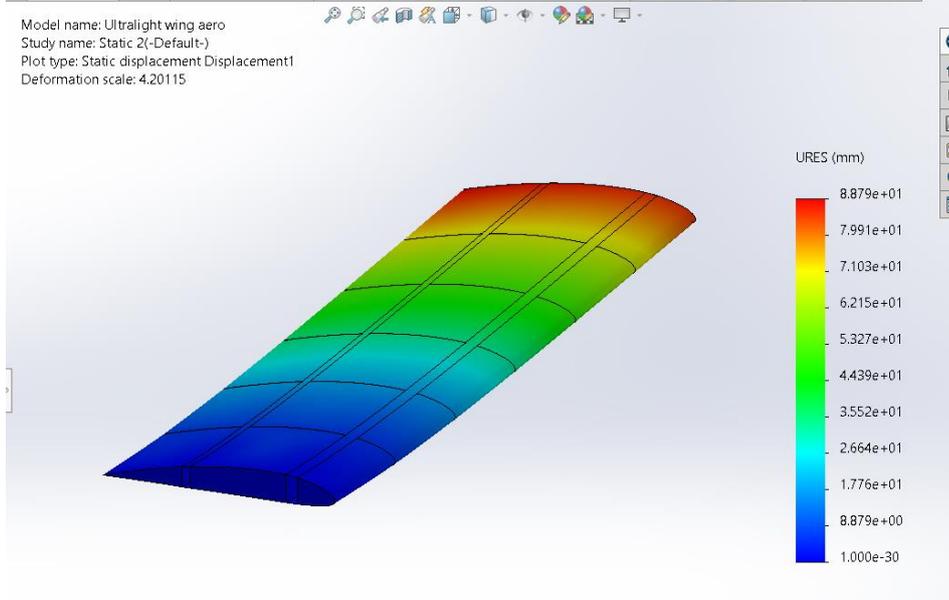
### 3.3. Hasil Analisis Statik Struktur Sayap Pesawat Ultralight

Hasil Analisis struktur sayap pesawat menggunakan Aluminum 7075.

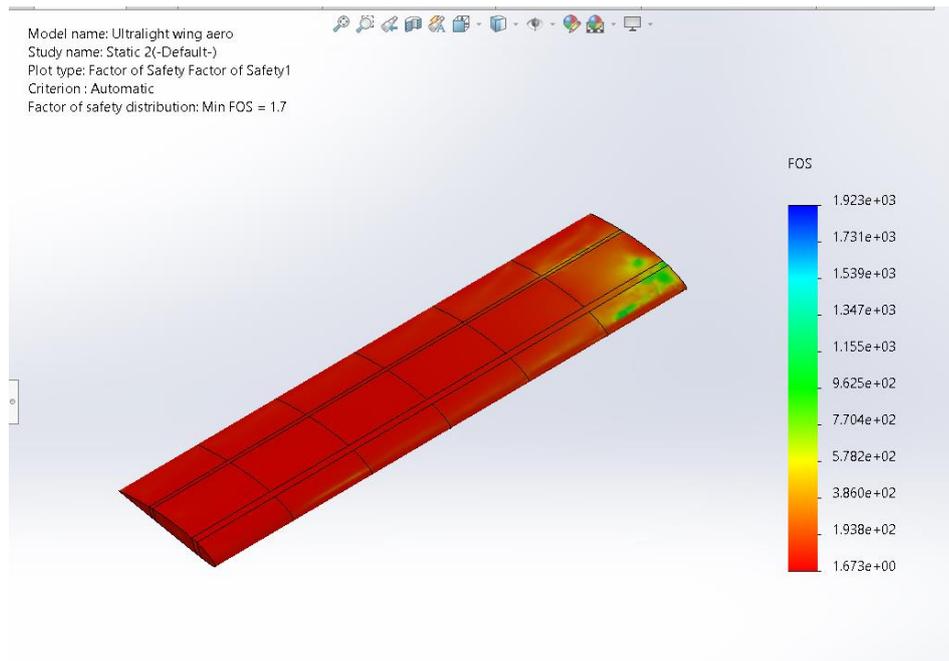
Gambar 8 memberikan keterangan bahwa pada saat struktur sayap mengalami beban akibat gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap pesawat, terjadi tegangan maksimum sebesar 301.9 MPa. *Stress maximum* terjadi pada *wing root* struktur sayap pesawat. Gambar 9 menunjukkan struktur sayap yang mengalami defleksi maksimum terjadi pada *wing tip* sebesar 88.79 mm dan nilai factor of safety sebesar 11 ditunjukkan pada Gambar 10.



**Gambar 8.** *Stress maximum* struktur sayap pesawat *ultralight* menggunakan Aluminium 7075.

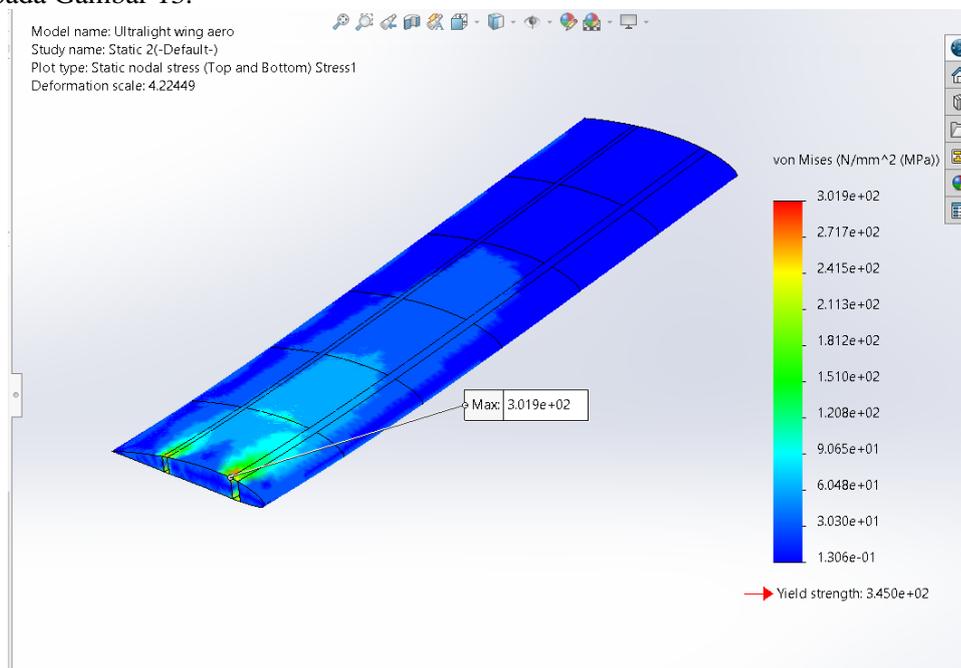


**Gambar 9.** *displacement maximum* struktur sayap pesawat *Ultralight* menggunakan Aluminium 7075.

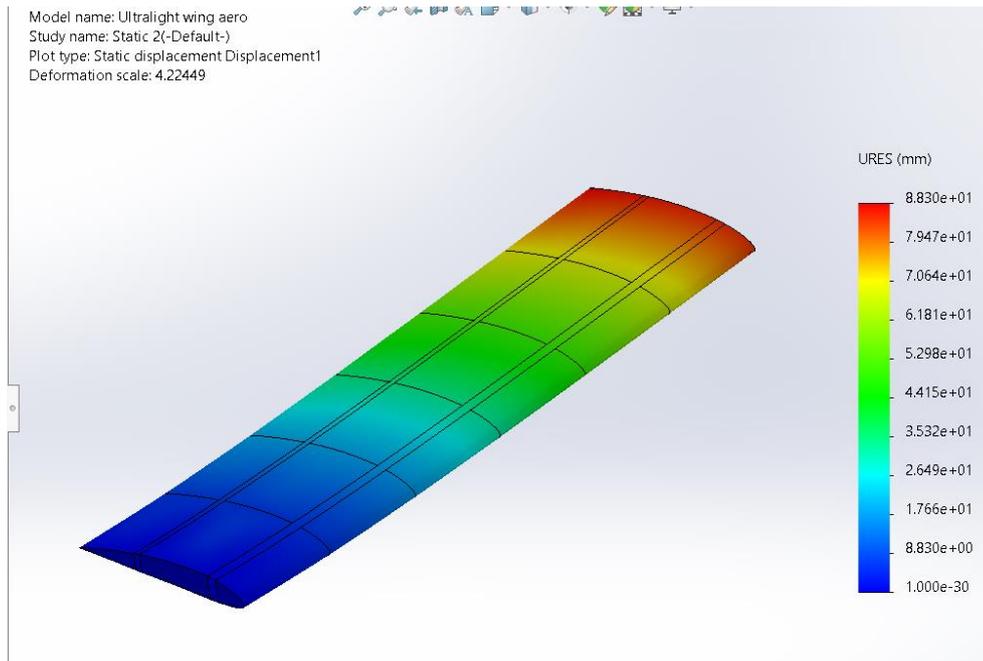


**Gambar 10.** Nilai *Factor of Safety* struktur sayap pesawat menggunakan Alumunium 7075. Hasil analisis statik struktur sayap pesawat menggunakan Alumunium 2024-T3

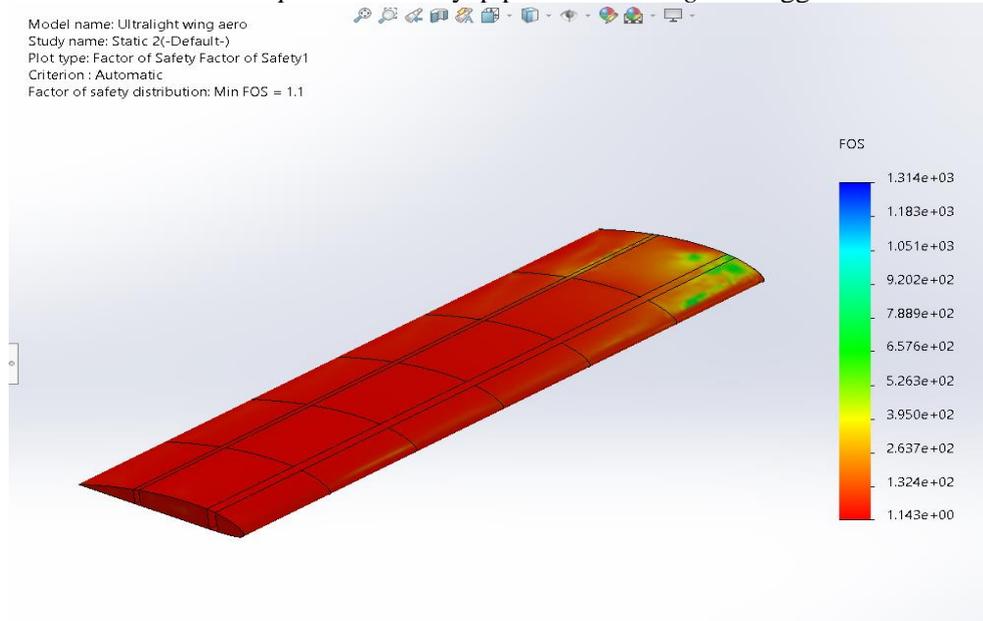
Gambar 11 memberikan keterangan bahwa pada saat struktur sayap mengalami beban akibat gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap pesawat, terjadi tegangan maksimum sebesar 301.9 MPa. *Stress maximum* terjadi pada *wing root* struktur sayap pesawat. Gambar 12 menunjukkan struktur sayap yang mengalami *displacement* maksimum terjadi pada *wing tip* sebesar 88.30 mm dan nilai factor of safety sebesar 14 ditunjukkan pada Gambar 13.



**Gambar 11.** *Stress maximum* struktur sayap pesawat *ultralight* menggunakan Al 2024.

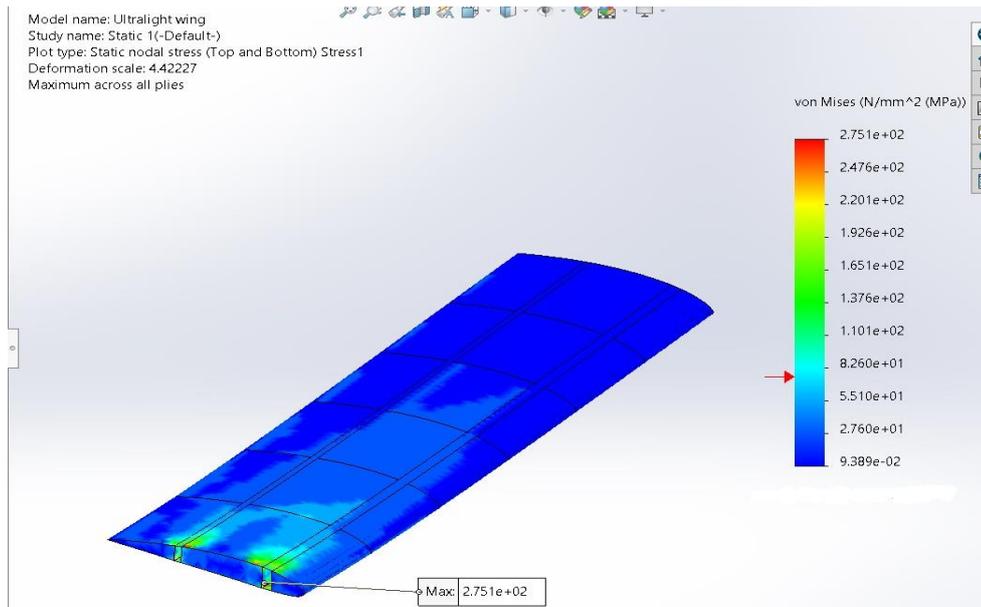


**Gambar 12.** Defleksi *maximum spar* struktur sayap pesawat *Ultralight* menggunakan Alumunium 2024.

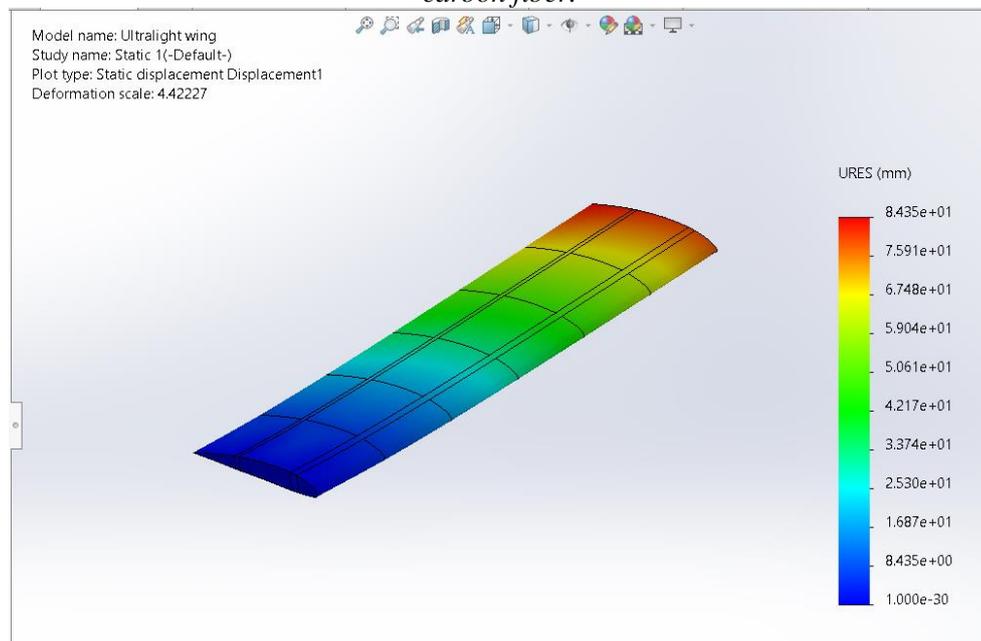


**Gambar 13.** Nilai *Factor of Safety* struktur sayap pesawat *Ultralight* menggunakan Alumunium 2024. Hasil analisis statik struktur sayap pesawat menggunakan *composite woven carbon fiber*.

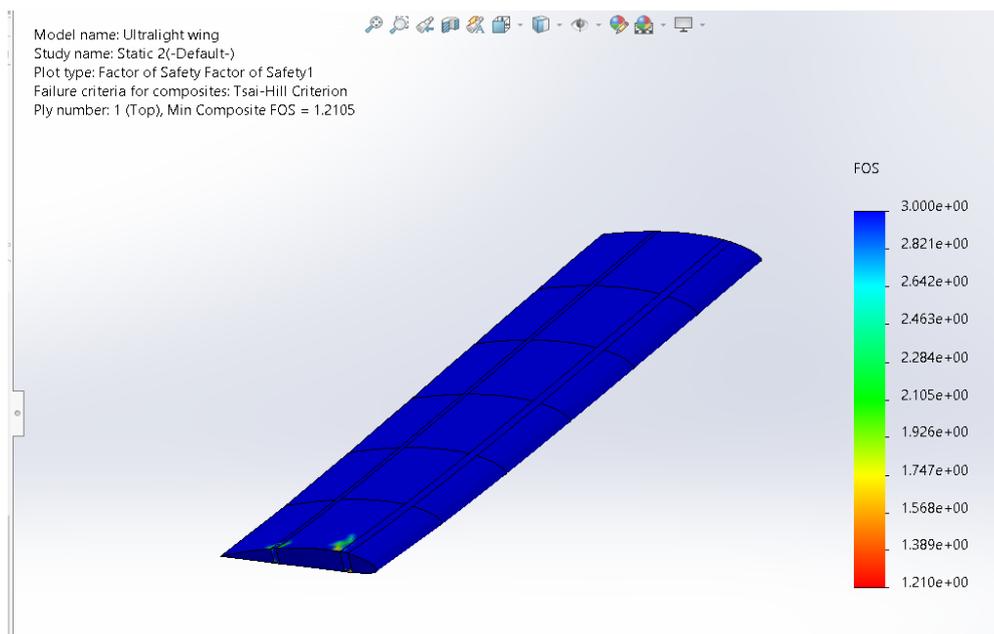
Gambar 14 memberikan keterangan bahwa pada saat struktur sayap mengalami beban akibat gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap pesawat, terjadi tegangan maksimum dari semua lapisan sebesar 275.1 MPa. *Stress maximum* terjadi pada *wing root* struktur sayap pesawat. Gambar 15 menunjukkan struktur sayap yang mengalami defleksi maksimum terjadi pada *wing tip* sebesar 84.35 mm dan nilai *Tsai-Hill criterion* sebesar 1.2 ditunjukkan pada Gambar 16



**Gambar 14.** stress maximum spar struktur sayap pesawat *ultralight* menggunakan *composite woven carbon fiber*.



**Gambar 15.** Defleksi maximum struktur sayap pesawat *Ultralight* menggunakan *composite woven carbon fiber*.



**Gambar 16.** Tsai-Hill *criterion* struktur sayap pesawat *ultralight* menggunakan *composite woven carbon fiber*.

**Tabel 6.** Hasil Analisa struktur sayap pesawat *Ultralight* dengan perbandingan material.

Material	Stress maksimum (MPa)	Defleksi maksimum (mm)	FOS & Tsai-Hill criterion	Massa (kg)
Al-7075	301.9	88.79	1.7	75.32 kg
Al 2024-T3	301.9	88.30	1.1	74.52 kg
Woven carbon	275.1	84.35	1.3	43.91 kg

Berdasarkan hasil perhitungan statik struktur sayap pesawat *Ultralight* dengan perbandingan material, untuk material *composite* diperoleh *stress* maksimum dan defleksi maksimum lebih kecil dibandingkan material Al 7075 dan Al 2024-T3.

#### 4. Kesimpulan

Dari hasil perhitungan computational fluid dynamic dan static pada struktur sayap pesawat yang telah dilakukan, maka dapat diperoleh beberapa kesimpulan, yaitu:

1. Nilai *lift coefficient* dan *coefficient drag* pada setiap sudut serang menghasilkan nilai yang berbeda, pada sudut serang 14° menghasilkan nilai *lift coefficient* tertinggi. Grafik menunjukkan untuk *stall angle* terjadi pada sudut serang 15°. *Pressure* pada *upper surface* lebih kecil dibandingkan *pressure* pada *lower surface*, karena perbedaan tekanan tersebut maka terjadi gaya angkat. Nilai *lift* yang didapat sebesar 13426.67 N dan nilai *drag* yang didapat sebesar 2451 N.
2. Hasil analisis statik struktur sayap pesawat *Ultralight* pada material Alumunium 7075 mempunyai nilai *stress maximum* sebesar 301.9 MPa, 88.79 mm defleksi *maximum* dan nilai *factor of safety* sebesar 1.7. Material alumunium 2024-T3 mempunyai *stress maximum* 301.9 MPa, 88.30 mm defleksi *maximum* dan nilai *factor of safety* sebesar 1.1. Sedangkan untuk material *composite* mempunyai *stress maximum* 275.1 MPa, 84.35 mm defleksi *maximum* dan *Tsai hill criterion* sebesar 1.3.
3. Hasil analisis statik struktur sayap pesawat *ultralight* dengan perbandingan material menunjukkan material yang paling baik dalam menahan beban gaya angkat adalah *composite*, material *composite* mempunyai *stress* maksimum dan defleksi maksimum lebih kecil dibandingkan material alumunium. Material ini juga mempunyai massa lebih kecil dibanding alumunium.

#### 5. Daftar Pustaka

- [1] SUN, C. (1998). *Mechanics of Aircraft Structures*. United State of America.
- [2] De Garmo, E.P, Black, J.T., dan Kohser, R.A., 2003. *Materials and Processes in Manufacturing*. 7th edition. MacMillian Publishing CoMpany.New York. hal 227
- [3] Fahriansah, Ade. (2019), Analisis Pengaruh Perubahan Planform Sayap Pesawat Terbang Tanpa Awak MALE Terhadap Endurance dan Range Menggunakan Simulasi CFD ANSYS.

- [4] Arman, Risky Saputra. (2020), Analisis Statis dan *Buckling Skin* Struktur Sayap PTTA MALE Menggunakan *Software* MSC PATRAN/NASTRAN.
- [5] Scalchi, Matteo. (2014), Aerodynamic and structural design of some components of an ultralight aircraft, Universita Degli Studi Di Padova.
- [6] Santhosh N, N D Shivakumar, Chetan D M, Pooja Kumari, Sahana B C, Mahalya R, (2014), Design And Analysis Of Engine Mounting Frame Of An Unmanned Aerial Vehicle, International Journal of Research In Aeronautical And Mechanical Engineering, Vol.2 Issue.5, May 2014
- [7] SolidWorks simulation, (2021)
- [8] Carlsson, L. & Adams, D. & Pipes, Byron. (2013). Basic Experimental Characterization of Polymer Matrix Composite Materials. *Polymer Reviews*. 53. 10.1080/15583724.2013.776588.
- [9] Marta, Aryandi & Sumarna, Encung & Ardiansyah, Riki. (2017). Designing an Instrument to Test the Structural Strength of UAV Wings Using Whiffletree Method.
- [10] Federal Aviation Administration, Federal Aviation Regulations, Title 14 of the Code of Federal Regulations.