

DESIGN AND ANALYSIS THE STRENGTH OF THE STRUCTURE FIXED WING VERTICAL TAKE OFF-LANDING UAV

Djarot Wahyu Santoso¹, Aditya Nurcholis Putra²

^{1,2}Program Studi Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jl. Janti Blok R Lanud Adisutjipto Yogyakarta
Email: ¹djarot_wahyu84@yahoo.com

Abstract

To respond to traffic conditions in the city traffic jam so as to resolve the density it is necessary to observe these conditions which are monitored at all times. For this reason, it is necessary to design UAV (Unmanned Aerial Vehicle) that is capable of flexible maneuvering, which can take off and land vertically and move quickly to reach traffic in different places. The stages of research for designing fixed wing VTOL aircraft are carried out determining the geometry of the aircraft as the desired criteria, the analysis stage by 3D modeling with CATIA software. Simulation of structural analysis in the form stress and calculating the Margin of Safety from this design. The results of the aircraft design have 1.32 m fuselage length, 1.71 m wing span and aircraft weight 2.865 kg. The results of the analysis show that the aircraft structure is safe in cruise and vertical take-off load.

Keyword: Design, VTOL UAV, structure analysis

Abstrak

Guna merespon kondisi lalu lintas di tengah kota yang mengalami kemacetan sehingga untuk menguraikan kepadatan perlu pengamatan kondisi tersebut yang terpantau setiap saat. Untuk itu dibutuhkan rancangan pesawat UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) yang mampu melakukan manuver fleksibel yaitu bisa lepas landas dan mendarat secara vertikal dan bergerak cepat untuk menjangkau lalu lintas di tempat yang berbeda. Tahapan penelitian perancangan pesawat UAV *Fixed Wing VTOL* dilakukan melalui penentuan geometri pesawat sesuai dengan kriteria yang diinginkan, tahap analisis dengan melakukan pemodelan 3D dengan *software CATIA*. Simulasi analisis struktur berupa luaran tegangan dan menghitung *Margin of Safety* dari rancangan tersebut. Hasil rancangan pesawat tersebut mempunyai panjang fuselage 1,32 m, bentang sayap 1,71 m dan berat pesawat 2,865 kg. Hasil analisis menunjukkan struktur pesawat dinyatakan aman pada beban terbang jelajah dan *vertical take off*.

Kata Kunci; Perancangan, UAV VTOL, analisis struktur

1. Pendahuluan

Pesawat Terbang Tanpa Awak sering disebut *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* merupakan pesawat yang terbang tanpa pilot yang menyertai di pesawat selama penerbangan. UAV digunakan untuk penginderaan jarak jauh, penghubung alat komunikasi, serta pemantauan kondisi bencana alam. UAV dapat dilengkapi kamera guna merekam suatu objek yang dijadikan data untuk pemantauan.

Pesawat RC (*Remote Control Fixed Wing*) yang umum membutuhkan landasan relatif panjang dan tidak bisa melakukan *take-off* dan pendaratan secara vertikal (*VTOL*) serta kemampuan manuvernya di sekitar objek terbatas. Disisi lain pesawat RC *Rotary Wing*

(*Quadcopter*) memiliki kemampuan *VTOL* tetapi kecepatan lambat serta konsumsi energinya lebih besar dibandingkan pesawat *RC Fixed Wing*.

Untuk merespon kondisi lalu lintas di tengah kota yang sering kali mengalami kemacetan sehingga untuk menguraikan kepadatan tersebut perlu pengamatan kondisi lalu lintas yang bisa terpantau setiap saat. Untuk itu dibutuhkan *UAV* yang dapat melakukan manuver fleksibel yaitu bisa lepas landas (*take off*) dan mendarat (*landing*) secara vertikal dan bergerak cepat untuk menjangkau kondisi lalu lintas di tempat yang berbeda. Pesawat ini adalah suatu pesawat *UAV Fixed Wing* yang mempunyai kemampuan seperti *Rotary Wing (Quadcopter)* yang dikenal dengan *UAV Fixed Wing VTOL* yang dilengkapi kamera. Fokus penelitian ini adalah untuk merancang pesawat *UAV Fixed Wing* yang mampu melakukan *take off* maupun *landing* secara vertikal yang membutuhkan landasan pendek serta mampu melakukan manuver fleksibel sehingga dapat dimanfaatkan untuk memantau kondisi lalu lintas.

Penelitian pesawat *UAV Vertical Take off* dan *Landing* kebanyakan dilakukan dengan menggunakan konfigurasi *rotary wing* yang mempunyai 4 rotor (*quadcopter*), 6 rotor (*hexacopter*) maupun *multi rotor*. Sedangkan yang menggunakan konfigurasi *fixed wing* baru belakangan yang dipublikasikan dan dikembangkan. Perancangan pesawat *VTOL fixed wing* yang mempunyai 3 rotor mampu diputar pada sudut 90° sehingga bisa terbang vertikal maupun terbang *cruise* [1]. Pada perancangan tersebut dilakukan perhitungan geometri dan pemodelan pesawat menggunakan CATIA V5. Rancangan tersebut mampu membawa muatan 1 kg, dengan jarak tempuh 1 km serta *endurance* terbang stabil selama 16 menit

Penelitian pesawat yang sejenis namun rotor yang digunakan berjumlah 4 juga dapat diputar pada sudut 90° [2]. Hasil rancangannya adalah pesawat yang mampu melakukan lepas landas secara vertikal dan terbang *cruise*. Sasaran rancangan adalah berat total pesawat 5 kg, dengan dimensi *wing span* 1,5 m dan mampu terbang dengan kecepatan 25 m/s.

Kedua peneliti di atas telah merancang geometri dan pemodelan 3D namun belum dilakukan analisis kekuatan struktur hasil rancangannya, penelitian kali ini difokuskan pada menentukan geometri pesawat sekaligus melakukan analisis kekuatan struktur dengan metode *FEM (Finite Element Method)*..

2. Metodologi Penelitian

Tahapan penelitian yang dilakukan dapat dijelaskan sebagai berikut:

1. Studi Literatur

Pada tahap ini dilakukan pemahaman pada referensi atau sumber pustaka yang berkaitan dengan topik penelitian seperti buku, jurnal, serta sumber referensi yang lain.

2. Proses Perancangan

Pada tahap ini dilakukan proses penentuan geometri pesawat *UAV Fixed Wing Vertical take off* dan *Landing* yang sesuai dengan kriteria yang diinginkan.

3. Analisis

Pada tahap ini dilakukan proses analisis kekuatan struktur pesawat *UAV Fixed Wing Vertical Take Off* dan *Landing*. Langkah analisis dilakukan dengan melakukan pemodelan yang telah ditentukan geometrinya melalui proses perancangan dengan *software CATIA* versi V5R21. Dilanjutkan melakukan simulasi menggunakan metoda *FEM (Finite Element Method)* untuk menentukan output tegangan *Von Mises* sekaligus menghitung *Margin of Safety* dari rancangan tersebut.

2.1. Penentuan *DR&O* Pesawat *UAV Fixed Wing VTOL*

Dalam melakukan perancangan pesawat perlu ditentukan batasan-batasan dan tujuan yang ingin dicapai atau *DR&O (Design Requirement And Objective)* sebagai berikut:

1. Misi pesawat adalah untuk pemantauan lalu lintas di suatu daerah.

2. Kecepatan terbang jelajah pesawat untuk pengambilan gambar dengan kamera tidak melebihi 17m/s.
3. Berat maksimum keseluruhan pesawat tidak lebih dari 3 Kg.
4. Bentang sayap (*span*) tidak melebihi 1,7m berdasarkan rata-rata pesawat pembanding.
5. Kategori pesawat *Fixed Wing* yang mampu melakukan *take off* dan *landing* secara vertikal (*VTOL*).
6. Ketinggian jelajah pesawat 150 m di atas permukaan laut.

2.2. Penentuan Konfigurasi

Pemilihan konfigurasi pesawat yang dirancang adalah sebagai berikut:

1. Konfigurasi sayap

Untuk memberikan *ratio Lift/Drag* yang besar, kemudahan proses manufaktur, penggunaan untuk kecepatan rendah konfigurasi sayap pesawat dipilih bentuk *rectangular*, dengan posisi sayap berada di atas badan pesawat (*high wing*).

2. Konfigurasi ekor

Konfigurasi ekor yang dipilih adalah jenis *conventional tail*, karena secara umum jenis ini banyak digunakan pada pesawat terbang dan lebih stabil saat dioperasikan.

3. Konfigurasi posisi engine

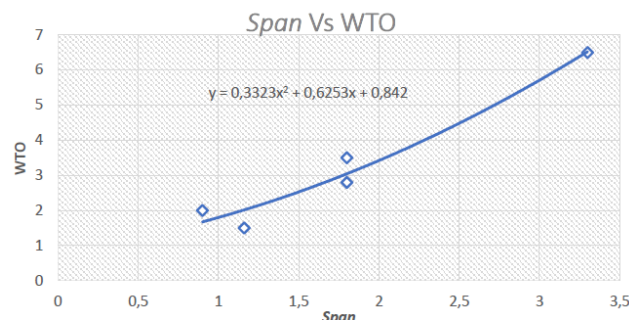
Dengan pertimbangan meminimalkan kerusakan saat *landing* dan kebutuhan tingkat kestabilannya yang bagus dipilih konfigurasi *engine* jenis *pusher* dimana engine diletakkan di belakang badan pesawat.

2.3. Perkiraan Berat Pesawat

Dalam menentukan perkiraan perancangan berat pesawat dilakukan dengan melakukan regresi antara berat *WTO* dan *wing span* dari pesawat pembanding yang diperoleh dari tabel berikut:

Tabel 1. Pesawat pembanding *UAV*

Aspek	Pesawat Pembanding				
	Kapetair	Foxtech Nimbus	Chrysaor	Krossblade Skyproowler	POGL018
WTO (Kg)	6,5	2,8	3,5	2	1,5
Length (m)	1,55	1,3	1,4	0,6	-
Span (m)	3,3	1,8	1,8	0,9	1,16
Vcruise (m/s)	18	35	-	29	-
Vstall (m/s)	8	9	-		8



Gambar 1. Grafik WTO Vs Span

Berdasarkan grafik tersebut diperoleh persamaan berikut:

$$y = 0,3323x^2 + 0,6253x + 0,842$$

Berat pesawat (*y*) diperoleh dengan memasukkan nilai *wing span* (*x*) sebesar 1,7 m sehingga diperoleh berat pesawat pada saat *take off* (*WTO*) adalah 2,865357 kg.

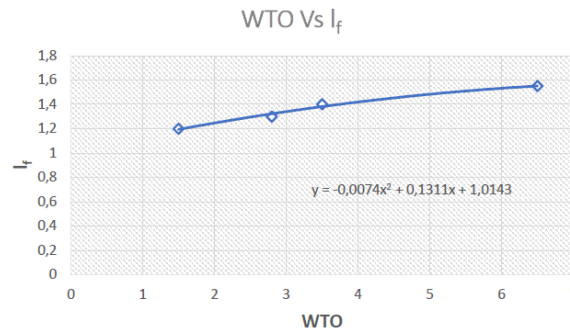
2.4. Penentuan *Geometry Sizing*

1. *Fuselage*

Penentuan panjang badan pesawat menggunakan data pesawat pembeding yang ada di tabel

1. dengan menggunakan *regresi polinomial* orde 2 diperoleh persamaan berikut:

$$y = -0,0074x^2 + 0,1311x + 1,0143$$



Gambar 2. Grafik *Span* (l_f) Vs *WTO*

Panjang *fuselage* didapat dengan memasukkan nilai (x) = 2,865357 ke dalam persamaan tersebut sehingga diperoleh 1,32 m.

2. *Wing*

Untuk penentuan geometri sayap diperlukan perhitungan *wing loading* terlebih dahulu sesuai dengan persamaan berikut [3]:

$$\left(\frac{W_{T0}}{S}\right) = 0.5 \rho V_{stall}^2 C_{lmax} \quad (1)$$

Diasumsikan kecepatan *stall* pesawat *UAV VTOL* 9 m/s, ρ pada kondisi *sea level* adalah $1,225\text{kg/m}^3$. Sedangkan nilai C_{lmax} diambil 1,5 untuk sayap tanpa *flap* berdasarkan [3]. Nilai C_{Lmax} sayap adalah 90% dari C_{lmax} *airfoil*, sehingga diperoleh 1,35. Masukkan parameter tersebut ke dalam persamaan (1)

$$\frac{W}{S} = 0,5 \times (1.225) \times (9)^2 (1,35) = 66,97688 \frac{N}{m^2}$$

Bentuk sayap *rectangular* dengan nilai $\lambda=1$, dipilih *aspect ratio* (AR) = 7 sehingga dimensi luas permukaan sayap (S_w) dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$S_w = \frac{W}{W/S} \quad (2)$$

$$S_w = \frac{28,0805}{66,9769} \quad S_w = 0,4193 \text{ m}^2$$

Span sayap:

$$bw = \sqrt{AR \times S_w} \quad (3)$$

$$bw = \sqrt{7 \times 0,419257} \quad bw = 1,7131 \text{ m}$$

Chord sayap:

$$C_w = \frac{S_w}{bw} \quad (4)$$

$$C_w = \frac{0,4193}{1,7131} \quad C_w = 0,2447 \text{ m}$$

3. *Tail Moment arm*

Menurut [3] *tail moment arm* adalah 65% dari panjang *fuselage* (l_f)

$$L_T = 65\% l_f$$

$$L_T = 65\% \times 1,32 = 0,86385 \text{ m}$$

4. Tail

Untuk menentukan dimensi ekor pesawat perlu diketahui terlebih dahulu nilai *Vertical tail volume coefficient* (C_{VT}) dan *Horizontal tail volume coefficient* (C_{HT}). Berdasarkan [3] nilai koefisien pesawat yang dirancang menggunakan C_{HT} 0,5 dan C_{VT} 0,04. Sehingga dimensi *tail* ditentukan dengan mensubstitusikan kedua *coefficient* tersebut ke dalam persamaan berikut (5) dan (6):

$$S_{HT} = \frac{C_{HT} C_W S_W}{L_T} \quad (5)$$

$$S_{VT} = \frac{C_{VT} C_W S_W}{L_T} \quad (6)$$

Dimana:

S_{VT} = Luas *vertical tail* bw = *Wing span*

S_{HT} = Luas *horizontal tail* S_w = *Wing area*

L_T = *Tail moment arm length*

Luas *horizontal stabilizer* diperoleh sebagai berikut:

$$S_{HT} = \frac{0,5 (0,244732) (0,419257)}{0,86385} = 0,059389 \text{ m}^2$$

Dengan menggunakan persamaan yang sama pada sayap, untuk *horizontal stabilizer* dengan *aspect ratio*=4 dan *tapper ratio*=1 maka diperoleh panjang *span* 0,487395 m dan *chord* sebesar 0,121849 m.

Luas *vertical stabilizer* diperoleh sebagai berikut:

$$S_{VT} = \frac{0,04 (0,419257) (1,713125)}{0,86385} = 0,033258 \text{ m}^2$$

Untuk perhitungan panjang *span* dan *chord* sedikit berbeda karena *vertical stabilizer* menggunakan *tapper ratio* 0,45 dan *aspect ratio* 1,65. Perhitungan dilakukan dengan persamaan berikut:

$$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT} \times S_{VT}} \quad (7)$$

$$b_{VT} = \sqrt{1,65 \times 0,033258} \quad b_{VT} = 0,234254 \text{ m}$$

2.5. Perhitungan *Margin of Safety* (MS)

Batas keamanan (*Margin of Safety*) didefinisikan sebagai suatu besarnya ukuran kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia dalam suatu struktur untuk menerima beban statik secara aman. Bentuk umum persamaan *margin of safety* (MS) yang mengacu pada tegangan adalah [4]:

$$\text{Margin Of Safety (MS)} = \frac{\sigma_{all}}{\sigma_{app}} - 1 \quad (8)$$

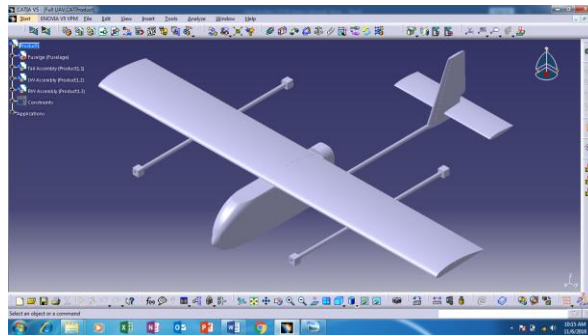
Dimana: σ_{app} (*applied stress*) = Tegangan yang terjadi pada struktur

σ_{all} (*allowable stress*) = Tegangan yang diijinkan

Struktur dinyatakan aman bila nilai MS berharga positif.

2.6. Pemodelan pesawat UAV *Fixed Wing VTOL*

Pembuatan model 3 dimensi pesawat tanpa awak *UAV VTOL* dilakukan pada hasil perhitungan rancangan yang telah dihitung sebelumnya. Pembuatan model dilakukan menggunakan *software CATIA V5R21*. Model *UAV VTOL* terdiri dari *fuselage*, *wing*, *tail*, dan *tailboom* seperti pada gambar berikut:



Gambar 3. Hasil pemodelan pesawat UAV Fixed Wing VTOL

Kondisi Pembebanan yang diterapkan pada UAV VTOL ada 3 macam:

- Kondisi pada terbang jelajah
- Kondisi pada vertical *take off* menggunakan 4 motor pada batang VTOL
- Kondisi terbang jelajah, beban diterapkan pada *horizontal stabilizer*
- Pada kondisi terbang jelajah pesawat akan mengalami gaya angkat sebesar berat pesawat dikalikan load faktornya sebesar 3,8 referensi [5].

$$L = n W \quad L = 3,8 (2,85 \text{ kg})(9,8 \text{ m/s}^2) \quad L = 106,134 \text{ N}$$

Analisis pembebanan dilakukan pada setengah sayap sehingga beban yang terjadi adalah:

$$L = 106,134 \text{ N} (0,5) \quad L = 53,067 \text{ N}$$

- Pada pembebanan *take off* pesawat akan mengalami pembebanan pada ke empat *engine mount*. Untuk satu *engine mount* beban yang terjadi seperempat dari gaya angkatnya.
- Untuk beban pada *tail* dilakukan pada kondisi terbang jelajah yang diterapkan pada *horizontal stabilizer* [6]:

$$L_t = \frac{M_{ac}}{l_t + a} + \frac{a \cdot mg}{l_t + a}$$

$C_{m_{ac}} = 0,592$ koefisien diperoleh dari data sayap menggunakan *software XFLR5*

$$\bar{c} = 0,244473 \text{ m}, S = 0,419257 \text{ m}^2, V = 18 \text{ m/s}^2, \rho = 1,207 \text{ kg/m}^3$$

$$M_{ac} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{m_{ac}} \bar{c} \quad M_{ac} = \frac{1}{2} (1,207) (17)^2 (0,419257) (-0,592) (0,244473) = -10,58 \text{ N}$$

$a = 0,087 \text{ m}$ jarak dari pusat tekanan ke Cg pesawat

$l_t = 0,568 \text{ m}$ jarak dari Cg pesawat ke Cg horizontal stabilizer

$$L_t = \frac{-10,58}{(0,568 + 0,087)} + \frac{0,087 \cdot (2,85)(9,8)}{(0,568 + 0,087)} \quad L_t = -12,43 \text{ N}$$

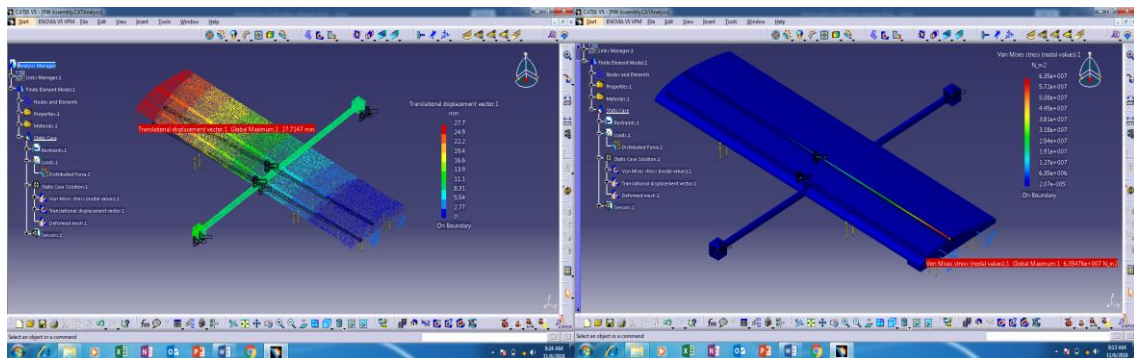
Tabel 2. Data penggunaan material pada pesawat UAV VTOL

Komponen	Nama Material	Tegangan luluh (MPa)	Jenis Material
Wing, fuselage, tail	Styrofoam	0,641	Isotropik
Stringer wing, Stringer tail, batang VTOL	Carbon	867	Isotropik
Engine mount	Plywood	13,3	Isotropik

3. Hasil dan Pembahasan

3.1. Analisis struktur assembly sayap pada beban kondisi terbang jelajah

Pada pembebanan kondisi terbang jelajah, struktur setengah sayap dibebani gaya angkat 53,067 N, *clamp* diletakkan pada ujung *root* sayap. Tampilan defleksi dan tegangan maksimum *Von Mises* pemodelan struktur UAV *Fixed Wing VTOL* adalah sebagai berikut:



Gambar 4. Tampilan defleksi dan tegangan maksimum *von mises*.

Besar defleksi maksimum adalah 27,715 mm terletak pada bagian tip sayap hal ini terjadi karena besar gaya maksimum terjadi pada bagian tip. Nilai tegangan maksimum $6,355 \cdot 10^7$ Pa terletak pada struktur *stringer* bagian bawah tepatnya pada ujung *root* sayap. Hal ini disebabkan tegangan bending maksimum sayap yang ditumpu pada *root* akan mempunyai momen bending maksimum pada bagian *root* sayap.

Sedangkan perhitungan nilai *Margin of Safety* (*MS*) pada *stringer* adalah sebagai berikut:

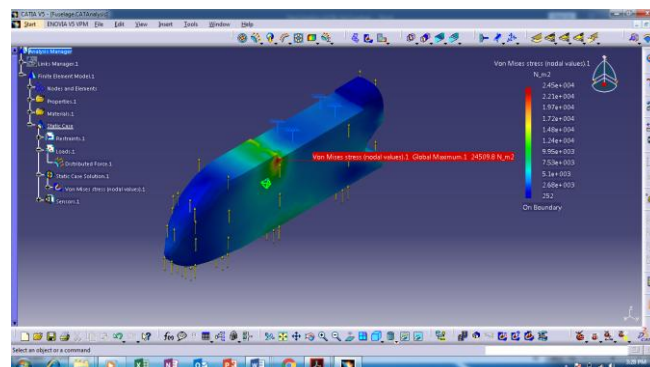
$$MS = \frac{1,08 \cdot 10^9 \text{ Pa}}{6,355 \cdot 10^7 \text{ Pa}} - 1 = 0,661$$

Nilai tegangan maksimum dan besar *MS* pada masing-masing komponen sebagai berikut.

Tabel 3. Nilai tegangan maksimum dan *MS* pada kondisi terbang jelajah

Part	Tegangan Maksimum (Pa)	Yield Strength (Pa)	Margin of Safety
Sayap	$2,734 \cdot 10^5$	$6,41 \cdot 10^5$	1,345
Batang VTOL	$8,239 \cdot 10^6$	$8,67 \cdot 10^8$	104,231
Stringer atas	$6,036 \cdot 10^7$	$8,67 \cdot 10^8$	13,364
Stringer bawah	$6,355 \cdot 10^7$	$8,67 \cdot 10^8$	12,643
Engine mount depan	$2,093 \cdot 10^3$	$1,33 \cdot 10^7$	$6,355 \cdot 10^9$
Engine mount belakang	$1,981 \cdot 10^3$	$1,33 \cdot 10^7$	$6,714 \cdot 10^9$

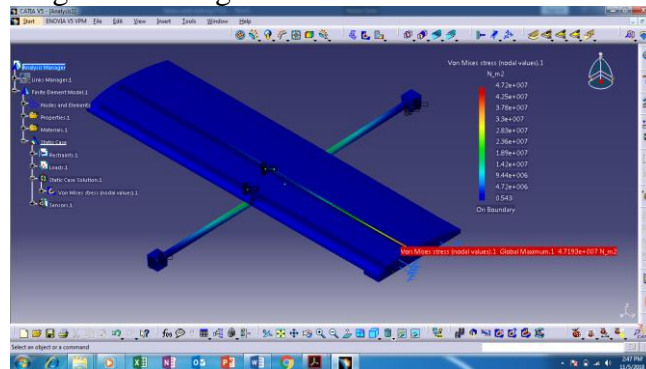
Pembebanan kondisi terbang jelajah pada struktur *fuselage* beban gaya angkat 106,134 N diterapkan pada kontur *fuselage*, *clamp* diletakkan di sambungan *fuselage* dengan sayap. Besar tegangan maksimumnya adalah $2,451 \cdot 10^4$ Pa (gambar 5), sedangkan nilai *MS*-nya 25,153.



Gambar 5. Tampilan Tegangan maksimum pada *fuselage*

3.2 Analisis struktur *assembly* sayap pada beban kondisi *vertical take off*

Kondisi pembebanan *vertical take off* dilakukan dengan memberi beban 26,5335 N pada kedua *engine mount*, posisi *clamp* diletakkan pada bagian *root* sayap. Nilai tegangan maksimum $4.719.10^7$ Pa terletak pada *stringer* atas (gambar 6). Hal ini terjadi karena beban yang diterapkan pada ujung batang *VTOL* akan diruskan ke bagian sayap. Bagian sayap yang mampu menahan beban bending adalah bagian *stringer*. Pada kasus ini *stringer* atas mengalami beban tekan yang berlebih (diameter dalam 4 mm) dibandingkan dengan batang *VTOL* (diameter 16 mm). Beban tekan tersebut memungkinkan terjadi kondisi *buckling* pada *stringer* atas. Besar nilai *MS*-nya 17,373 sedangkan nilai defleksi maksimum 17,825 mm terjadi pada *engine mount* bagian belakang.



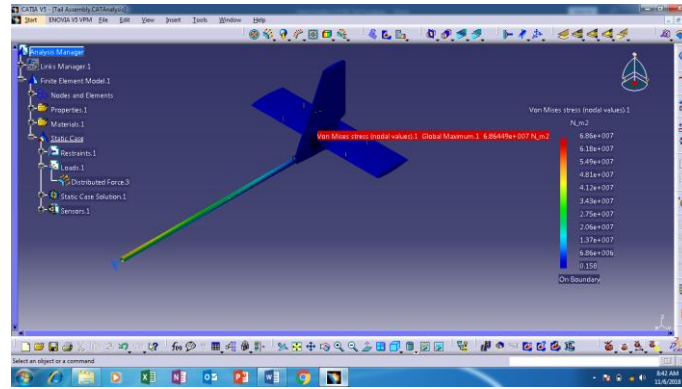
Gambar 6. Tegangan maksimum *Von mises* pada beban *vertical take off*

Tabel 4. Nilai tegangan maksimum dan *MS* pada beban vertikal *take off*

<i>Part</i>	Tegangan Maksimum (Pa)	<i>Yield Strength</i> (Pa)	<i>Margin of Safety</i>
Sayap	$1,905.10^5$	$6,41.10^5$	2,365
Batang <i>VTOL</i>	$3,898.10^7$	$8,67.10^8$	21,242
<i>Stringer</i> atas	$4,719.10^7$	$8,67.10^8$	17,373
<i>Stringer</i> bawah	$3,432.10^7$	$8,67.10^8$	24,262
<i>Engine mount</i> depan	$2,077.10^5$	$1,33.10^7$	63,035
<i>Engine mount</i> belakang	$2,077.10^5$	$1,33.10^7$	63,035

3.3 Analisis struktur *Tail Assembly* pada kondisi beban terbang jelajah

Pada kondisi terbang jelajah *tail* akan mengalami gaya ke bawah akibat kesetimbangan momen *pitch* yang terjadi pada sayap. Pemodelan beban diterapkan pada *horizontal stabilizer* ke bawah sebesar 2,43N, *clamp* diletakkan pada ujung *tailboom*. Nilai tegangan maksimum terjadi pada *stringer horizontal* $6,865.10^7$ Pa (gambar 7), hal ini terjadi karena elemen terdekat yang menahan beban lebih besar adalah *stringer horizontal* yang memiliki bentuk persegi panjang (lebar 1 mm, tinggi 5 mm) dibandingkan *tailboom* memiliki diameter yang lebih besar 16 mm, meskipun momen terbesar terjadi pada ujung batang *tailboom* yang di *clamp*. Nilai defleksi maksimum terjadi pada bagian vertikal tail sebesar 26, 5 mm.



Gambar 7. Tegangan maksimum Von mises pada tail assembly

Tabel 5. Nilai tegangan maksimum dan MS kondisi beban terbang jelajah pada tail

Part	Tegangan Maksimum (Pa)	Yield Strength (Pa)	Margin of Safety
Tailboom	$5,549.10^7$	$8,67.10^8$	14,624
Horisontal Stabilizer	$1,086.10^5$	$6,41.10^5$	4,902
Vertical Stabilizer	$8,131.10^4$	$6,41.10^5$	6,883
Stringer Horisontal	$6,865.10^7$	$8,67.10^8$	11,629
Stringer Vertical	$5.770.10^5$	$8,67.10^8$	1501,6

4. Kesimpulan

Dari hasil analisis yang dilakukan pada penelitian rancangan pesawat UAV Fixed Wing VTOL, dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Proses perancangan pesawat UAV VTOL dilakukan melalui tahap-tahap menentukan DR&O, penentuan konfigurasi, menentukan perkiraan berat pesawat, melakukan geometri sizing, melakukan pemodelan 3D dan analisis struktur menggunakan software Catia V5R21.

Adapun hasil rancangan konfigurasi dan geometri pesawat adalah sebagai berikut:

Konfigurasi Pesawat:

Komponen	Konfigurasi
Wing	Rectangular, High wing
Tail	Conventional
Power plant	Pusher

Geometri Pesawat:

Komponen Utama	Dimensi
Fuselage length (l)	1,32 m
Wing Area (S_W)	0,419257 m ²
Wing Span (b_W)	1,713125 m
Vertical Tail Area (S_{VT})	0,033258 m ²
Vertical Tail Span (b_{VT})	0,234254 m
Horizontal Tail Area S_{HT}	0,059389 m ²
Horizontal Tail Span b_{HT}	0,487395 m

2. Pada kasus beban terbang jelajah tegangan maksimum terjadi pada stringer bagian bawah dengan nilai $6,355.10^7$ Pa, sedangkan pada pembebanan vertikal take off terjadi pada stringer bagian atas sebesar $4,719.10^7$ Pa. Untuk beban pada tail nilai tegangan maksimum $6,865.10^7$ Pa terjadi pada stringer horizontal.

Berdasarkan nilai keseluruhan margin of safety struktur pesawat UAV Fixed Wing VTOL

dinyatakan aman karena semua nilainya positif.

Ucapan Terimakasih

Atas terlaksananya penelitian ini penulis mengucapkan terima kasih kepada Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto yang telah memberikan dukungan finansial serta fasilitasnya.

Daftar Pustaka

- [1] Patra, Aswini Kumar, Patel, Kandarp, Bundela, Gourav Singh, Vinay. P. (2017). Design and Development of Transition Autopilot for VTOL UAV, *International Journal Of Innovations In Engineering Research and Technology (IJIERT)*, Vol. 4, Issue 6.
- [2] Sandilya, B. Vijay, Kumar K, Sachin, Kumar P., Sampath, Shyam Y, Santosh. (2014). Design And 3D Modelling Of Vertical Take Off And Landing (VTOL) Tilt Quad Rotor RC Aircraft, *Proceedings of 5th SARC-IRF International Conference*, Bangalore, India.
- [3] Raymer, D. P. (1999). Aircraft design: a conceptual approach, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., Reston, VA, 21.
- [4] Niu, M. C. Y. (1997). *Airframe stress analysis and sizing* (p. 795). Hong Kong: Conmilit Press.
- [5] Australia, C. A. S. A. (2000). Design Standards: Unmanned Aerial vehicles–Aeroplane.
- [6] Kamil, Sulaeman, *Beban Pesawat*, Penerbit ITB.