

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

Bab ini membahas hasil penelitian yang diperoleh dari proses perancangan, simulasi, dan manufaktur *frame quadcopter* berbasis material PETG dan carbon tube. Hasil penelitian meliputi desain *frame quadcopter*, analisis struktur menggunakan metode *Finite Element Analysis* (FEA), serta hasil proses fabrikasi dan perakitan *frame quadcopter*. Selain itu, dilakukan pembahasan terhadap performa struktur *frame* berdasarkan nilai deformasi, tegangan, dan tingkat keamanan yang diperoleh dari hasil simulasi. Pembahasan dilakukan untuk mengetahui kesesuaian desain *frame quadcopter* terhadap kebutuhan operasional serta kelayakan struktur yang telah dirancang.

1.22 Hasil

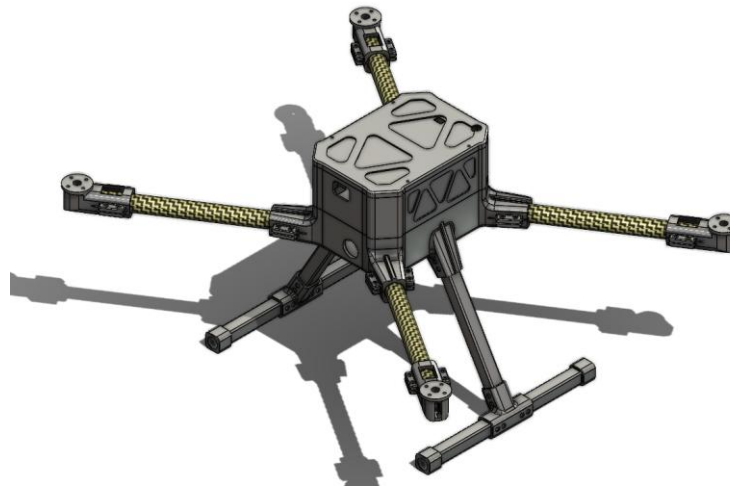
Bab ini membahas hasil perancangan, simulasi, manufaktur, dan pengujian *frame quadcopter* yang telah dilakukan. Pembahasan meliputi hasil desain *frame*, analisis struktur menggunakan metode *Finite Element Analysis* (FEA), proses manufaktur menggunakan 3D printing, serta evaluasi performa dan kekuatan *frame quadcopter* terhadap pembebanan yang diberikan. Hasil yang diperoleh kemudian dianalisis untuk mengetahui tingkat keamanan, kekakuan, dan kelayakan desain *frame quadcopter* yang dikembangkan.

1.22.1 Hasil Perancangan *Frame Quadcopter*

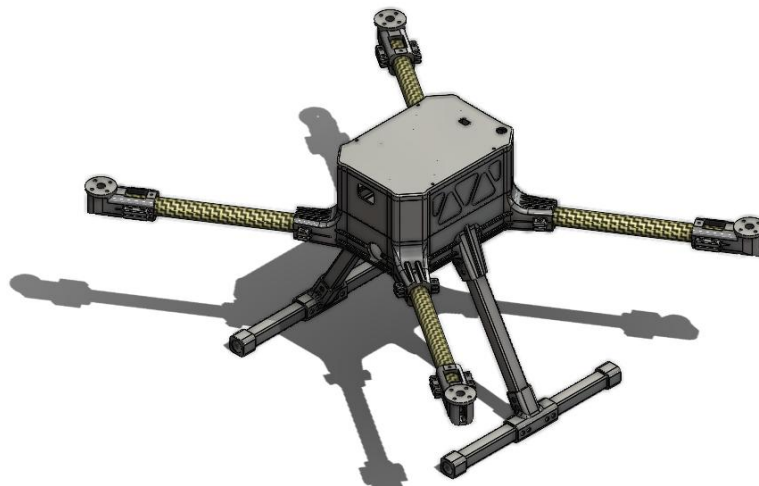
Pada tahapan ini ditampilkan hasil perancangan design *frame quadcopter* yang telah dibuat berdasarkan kebutuhan. Hasil desain meliputi bentuk geometris *frame*, dimensi utama, konfigurasi lengan, serta pemilihan material yang digunakan pada struktur *quadcopter*.

A. Hasil Design *Frame*

Berikut merupakan hasil desain *frame quadcopter* yang telah dibuat menggunakan *software* CAD sesuai dengan kebutuhan dan spesifikasi *quadcopter* yang dirancang. Gambar 4.1 merupakan desain *frame model 1* dan gambar 4.2 merupakan desain *frame model 2* dibuat dengan konfigurasi *quadcopter* menggunakan kombinasi material PETG pada bagian *connector* dan *carbon tube* pada bagian lengan *frame*.



Gambar 4.1 *Design Frame Model 1*



Gambar 4.2 Design Frame Model 2

Berikut pada gambar 4.3 dan gambar 4.4 merupakan hasil desain *frame quadcopter* yang telah diintegrasikan dengan komponen elektrik dan mekanikal. Komponen yang dipasang meliputi *motor brushless*, *propeller*, *electronic speed controller (ESC)*, *flight controller*, *baterai*, sistem *sprayer*, serta *landing gear*.



Gambar 4.3 Design Frame Model 1 dengan Komponen



Gambar 4.4 *Design Frame Model 2* dengan Komponen

B. Hasil Simulasi FEA

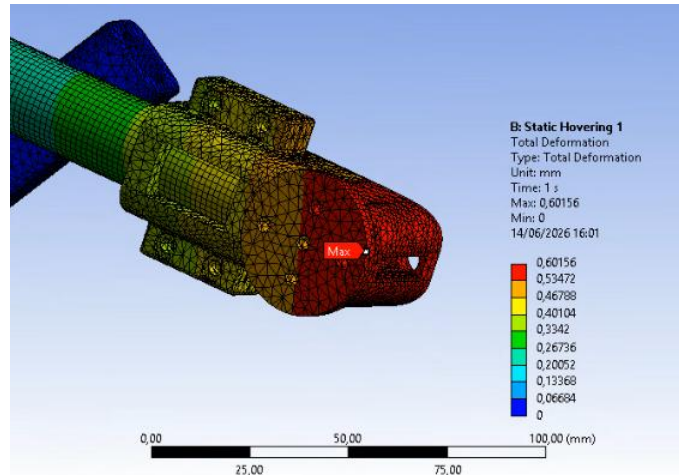
Pada tahap ini ditampilkan hasil simulasi *Finite Element Analysis* (FEA) yang dilakukan pada *frame quadcopter*. Simulasi FEA digunakan untuk mengetahui respon struktur terhadap pembebanan yang diberikan, seperti distribusi tegangan, deformasi, dan tingkat keamanan struktur.

1. *Static Hovering*

Simulasi *static hovering* dilakukan untuk mengetahui kemampuan struktur *frame quadcopter* saat menerima beban hovering. Analisis dilakukan terhadap deformasi, tegangan, regangan elastis, dan *factor of safety* akibat gaya *thrust motor*.

A. Frame Model 1

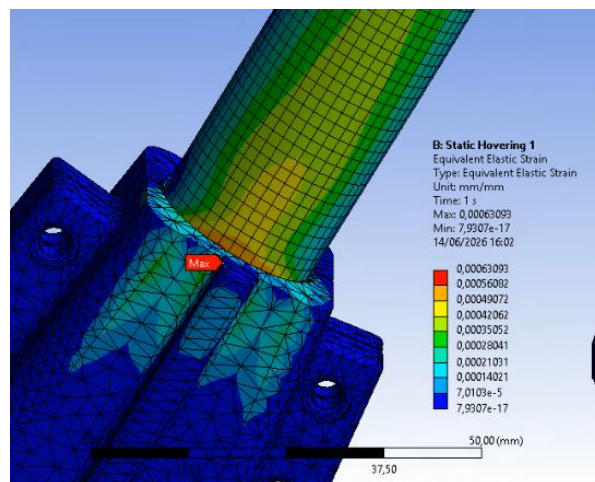
a. *Total Deformation*



Gambar 4.5 *Total Deformation Static Hovering Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *total deformation* maksimum sebesar 0,601 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.5 diatas.

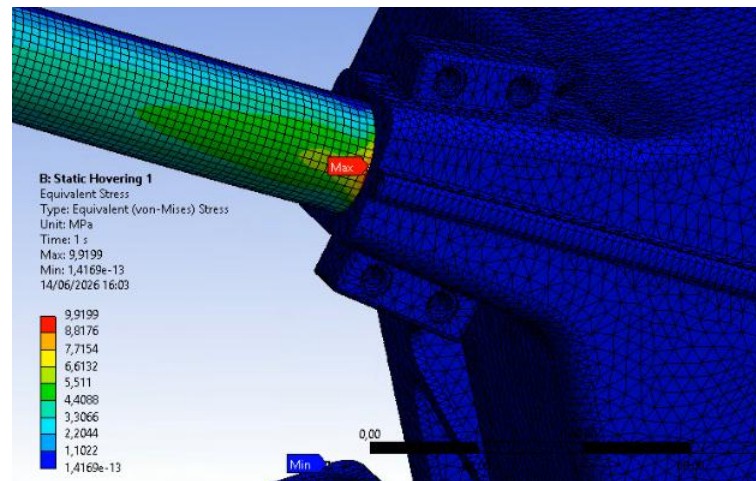
b. *Equivalent Elastic Strain*



Gambar 4.6 *Equivalent Elastic Strain Static Hovering Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent elastic strain maksimum sebesar 0,000630 mm/mm. Nilai regangan terbesar terjadi pada bagian lengan *frame quadcopter* yang ditunjukkan pada gambar 4.6 diatas.

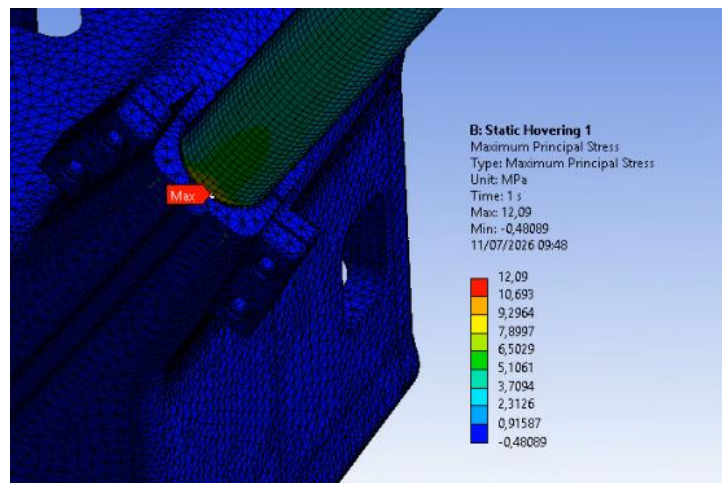
c. *Equivalent Stress*



Gambar 4.7 *Equivalent Stress Static Hovering Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent *stress maksimum* sebesar 9,91 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.7 diatas.

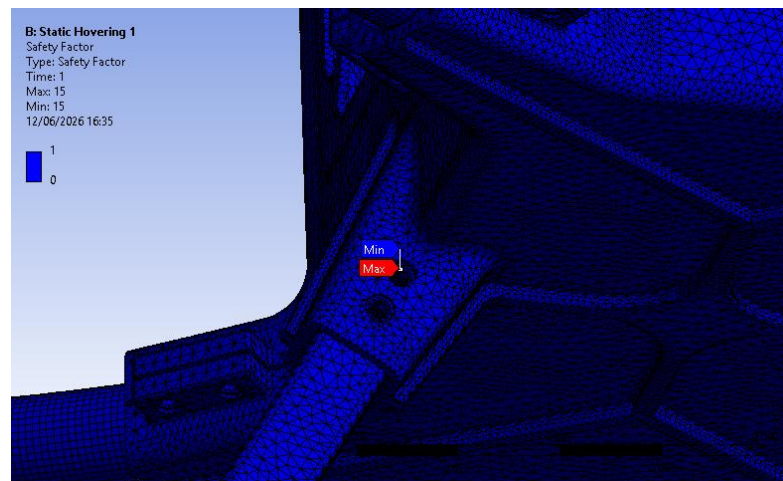
d. *Maximum Principal Stress*



Gambar 4.8 *Maximum Principal Stress Static Hovering Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 12,09 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.8 diatas.

e. *Factor of Safety*



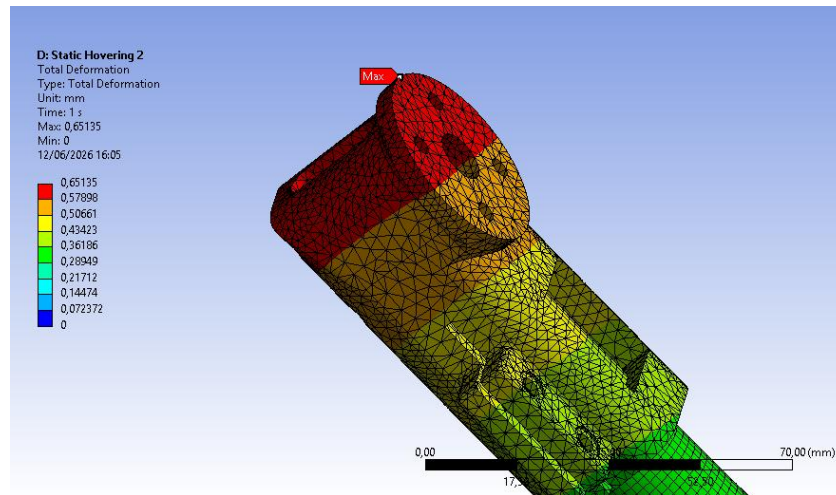
Gambar 4.9 *Factor of Safety Static Hovering Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA,

diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 15 yang ditunjukkan pada gambar 4.9 diatas.

B. Frame Model 2

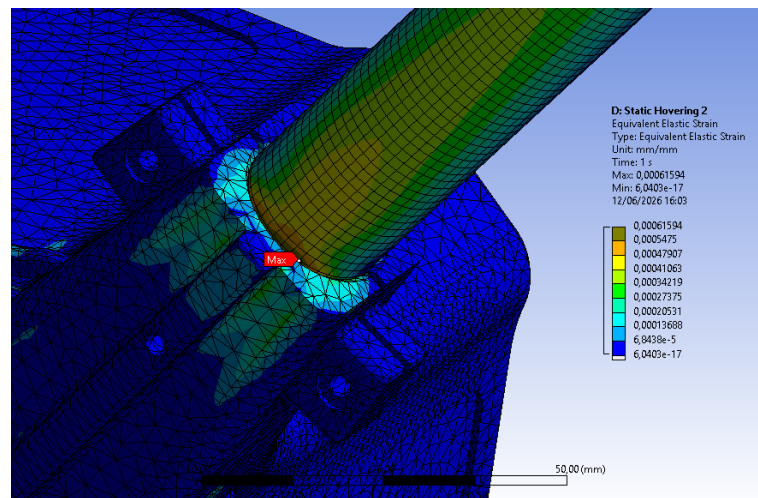
a. *Total Deformation*



Gambar 4.10 *Total Deformation Static Hovering Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai total deformation maksimum sebesar 0,651 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.10 diatas.

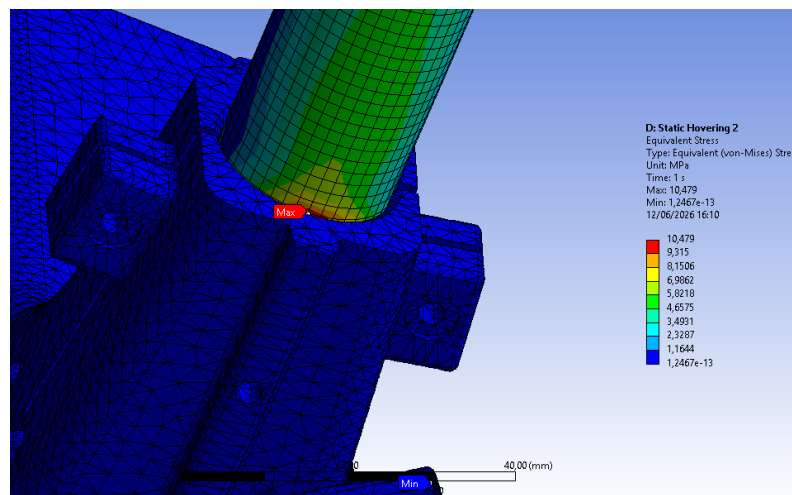
b. *Equivalent Elastic Strain*



Gambar 4.11 *Equivalent Elastic Strain Static Hovering Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent elastic strain maksimum sebesar 0,000615 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.11 diatas.

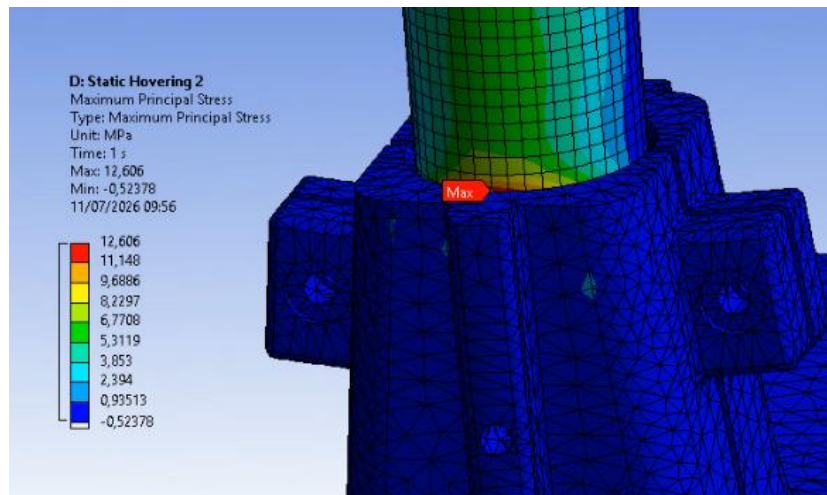
c. *Equivalent Stress*



Gambar 4.12 *Equivalent Stress Static Hovering Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent stress* maksimum sebesar 10,47 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.12 diatas.

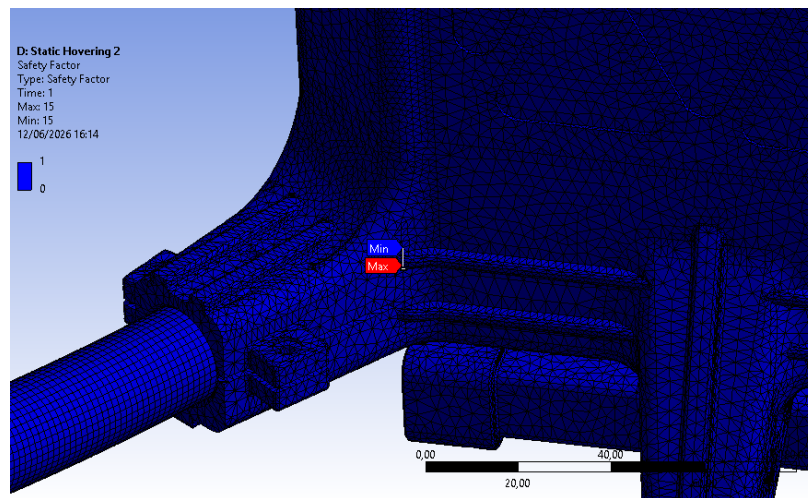
d. *Maximum Principal Stress*



Gambar 4.13 *Maximum Principal Stress Static Hovering Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 12,60 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.13.

e. *Factor of Safety*



Gambar 4.14 *Factor of Safety Frame Model 2*

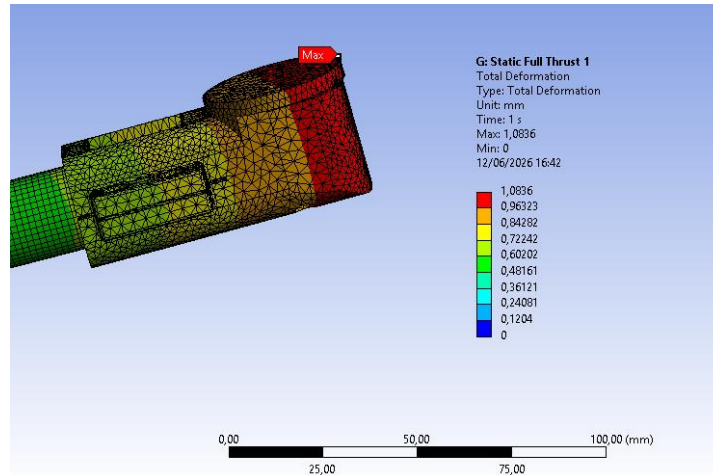
Berdasarkan hasil simulasi *static hovering* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 15 yang ditunjukkan pada gambar 4.14 diatas.

2. *Static Full Thrust*

Simulasi *static full thrust* dilakukan untuk mengetahui respon struktur *frame quadcopter* saat menerima gaya *thrust* maksimum dari motor. Analisis dilakukan terhadap deformasi, tegangan, regangan elastis, dan tingkat keamanan struktur pada kondisi pembebanan maksimum.

A. *Frame Model 1*

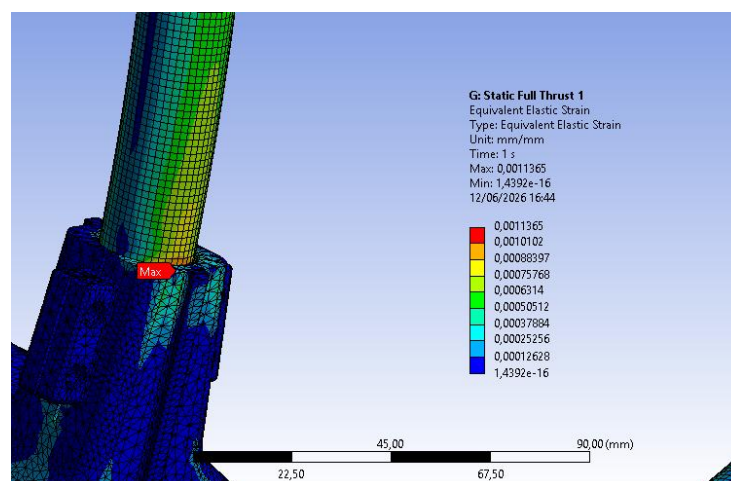
a. *Total Deformation*



Gambar 4.15 *Total Deformation Static Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *total deformation* maksimum sebesar 1,083 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.15 diatas.

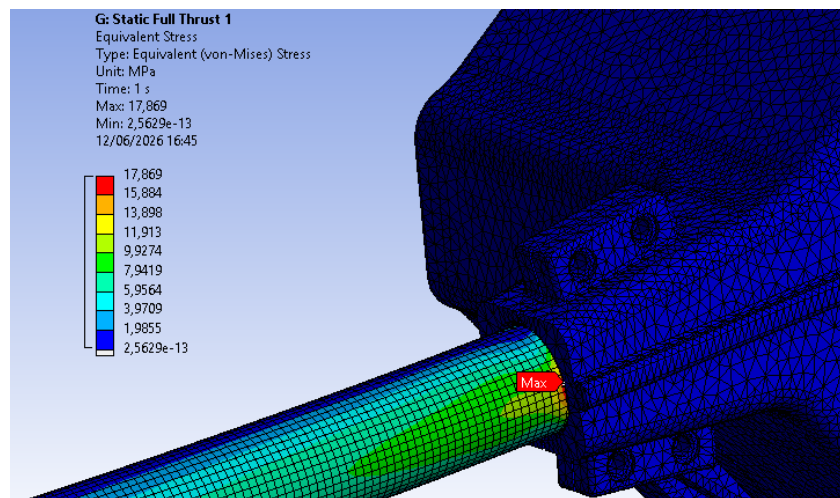
b. *Equivalent Elastic Strain*



Gambar 4.16 *Equivalent Strain Static Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent elastic strain maksimum sebesar 0,00113 mm/mm ditunjukkan pada gambar 4.16 diatas.

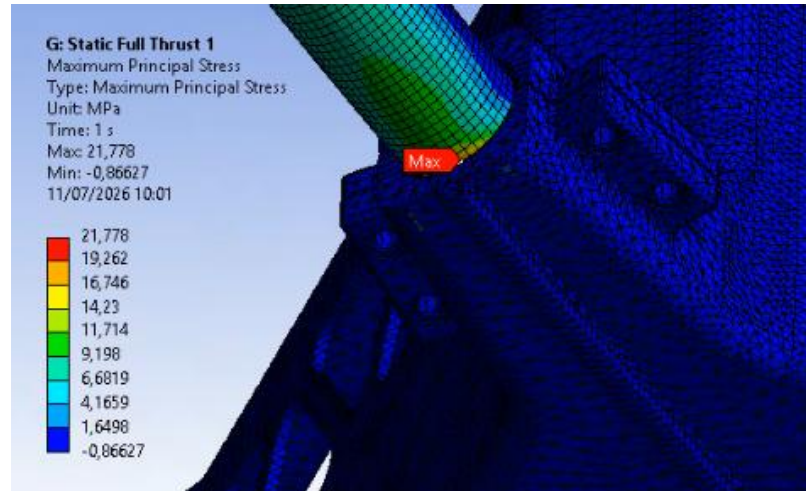
c. *Equivalent Stress*



Gambar 4.17 *Equivalent Stress Static Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent stress* maksimum sebesar 17,869 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.17 diatas.

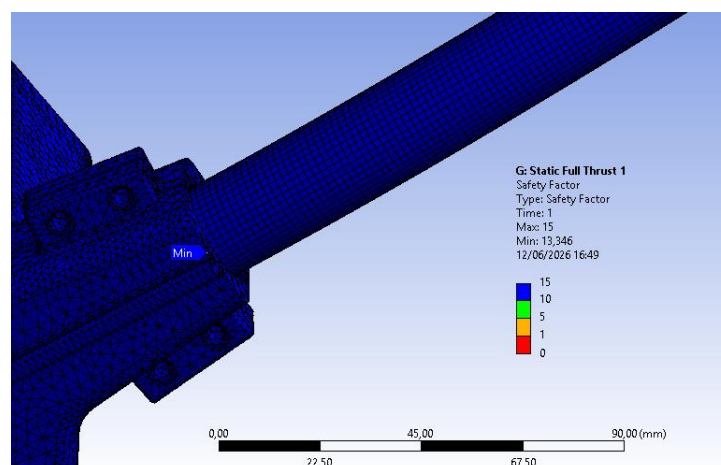
d. *Maximum Principal Stress*



Gambar 4.18 *Maximum Principal Stress Static Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 21,77 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.18 diatas.

e. *Factor of Safety*

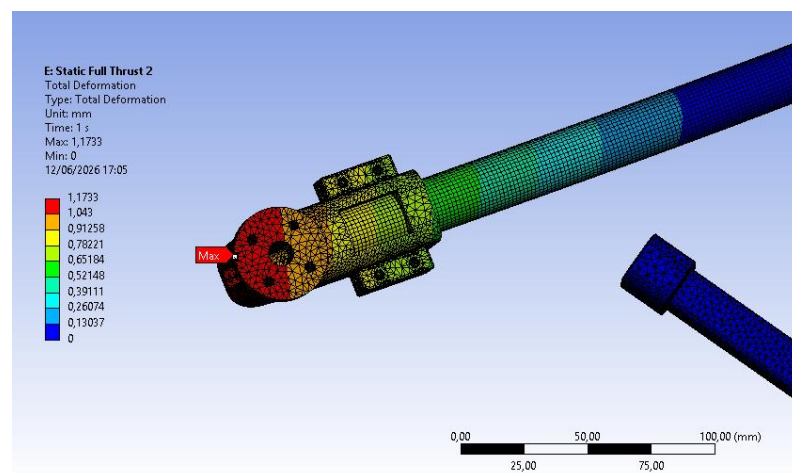


Gambar 4.19 *Factor of Safety Static Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 13,346 yang ditunjukkan pada gambar 4.19 diatas..

B. Frame Model 2

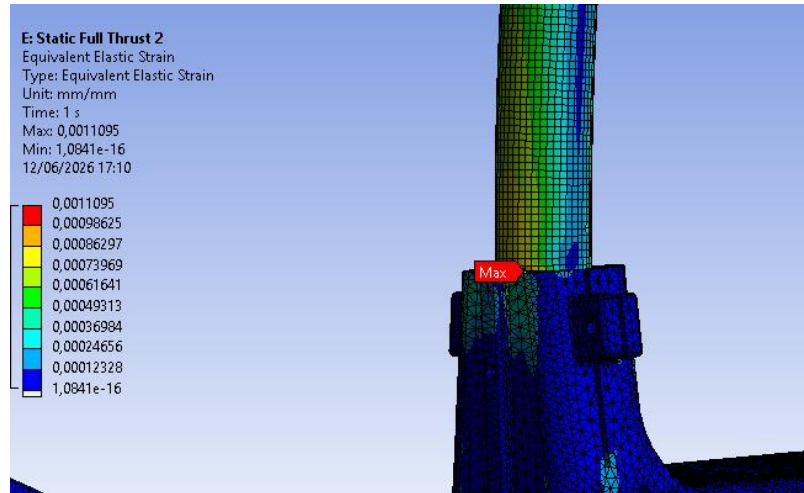
a. Total Deformation



Gambar 4.20 *Total Deformation Static Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai total deformation maksimum sebesar 1,173 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.20 diatas.

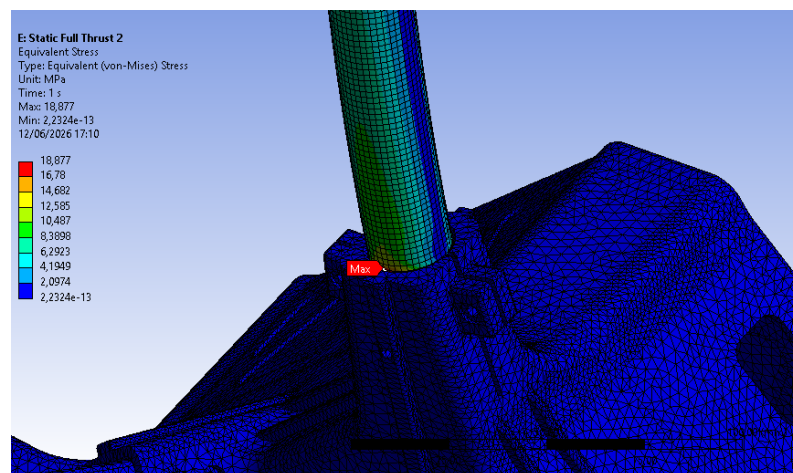
b. Equivalent Elastic Strain



Gambar 4.21 *Equivalent Strain Static Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent elastic strain* maksimum sebesar 0,0011 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.21 diatas.

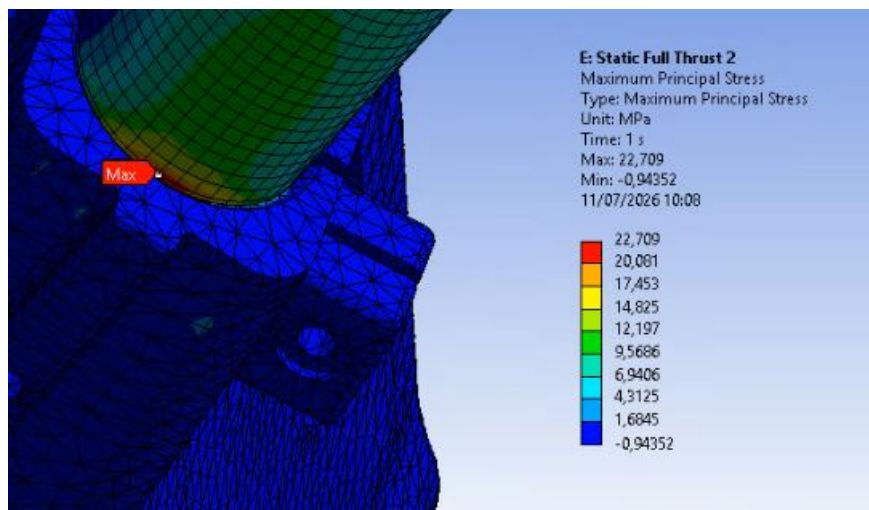
c. Equivalent Stress



Gambar 4.22 *Equivalent Stress Static Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent stress* maksimum sebesar 18,87 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.22 diatas.

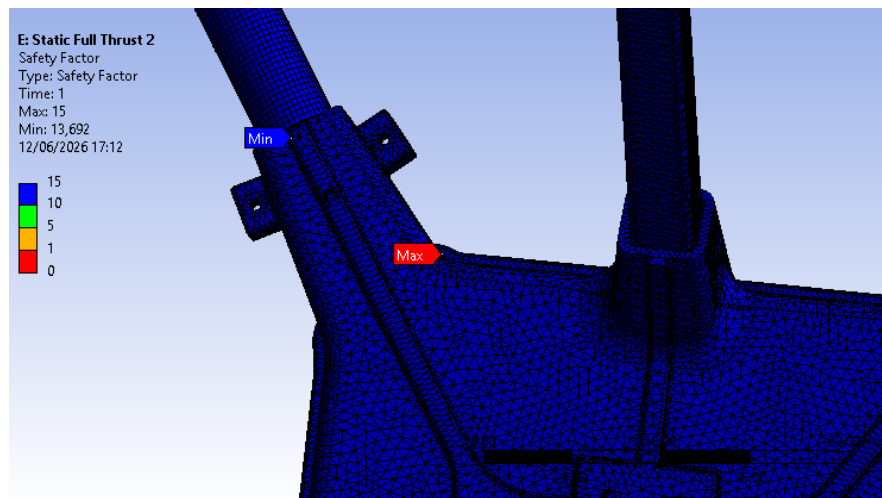
d. *Maximum Principal Stress*



Gambar 4.23 *Maximum Principal Stress Static Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 22,7 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.23 diatas.

e. Factor of Safety



Gambar 4.24 *Factor of Safety Static Full Thrust Frame Model 2*

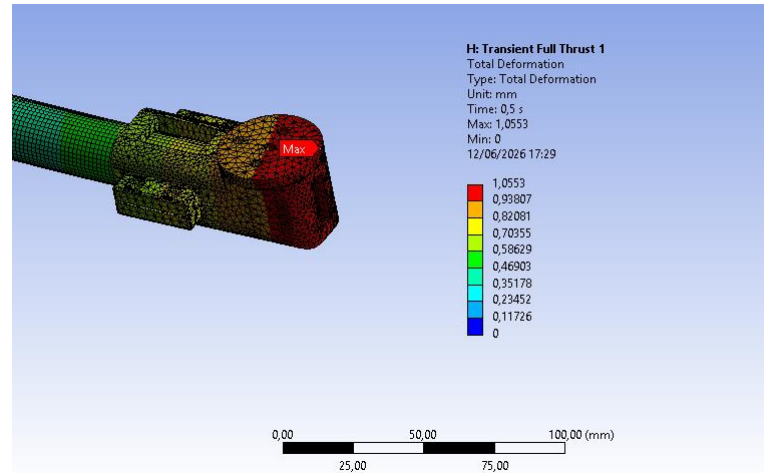
Berdasarkan hasil simulasi *static full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 13,692 yang ditunjukkan pada gambar 4.24 diatas.

3. *Transient Full Thrust*

Simulasi *transient full thrust* dilakukan untuk mengetahui respon dinamis struktur *frame quadcopter* terhadap perubahan gaya *thrust* terhadap waktu.

A. Frame Model 1

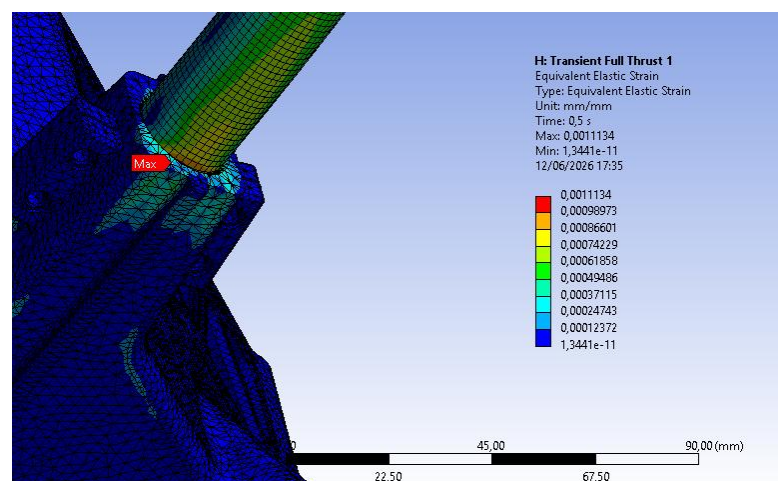
a. *Total Deformation*



Gambar 4.25 *Total Deformation Transient Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *total deformation* maksimum sebesar 1,0553 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.25 diatas.

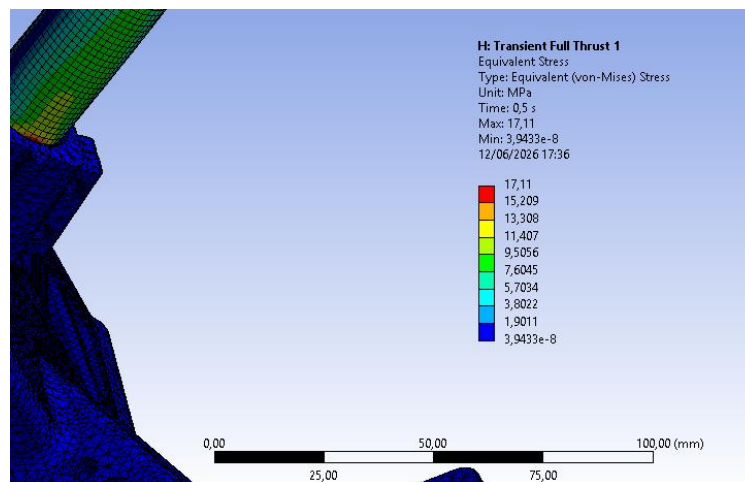
b. *Equivalent Elastic Strain*



Gambar 4.26 *Equivalent Strain Transient Full Thrust Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent elastic strain* maksimum sebesar 0,00113 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.26 diatas.

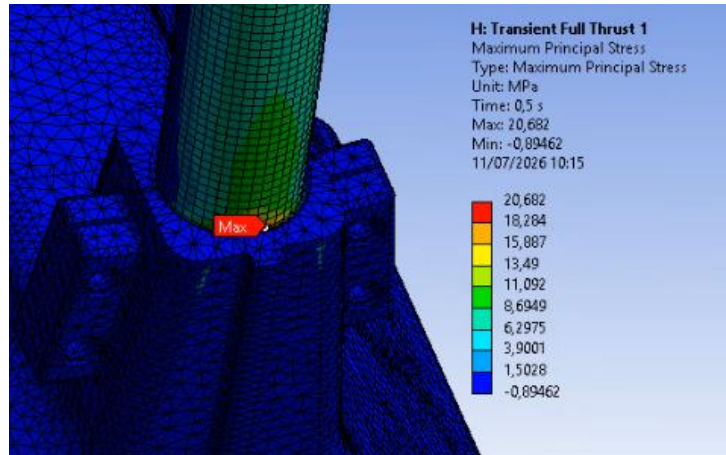
c. Equivalent Stress



Gambar 4.27 *Equivalent Stress Transient Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent stress* maksimum sebesar 17,11 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.27 diatas.

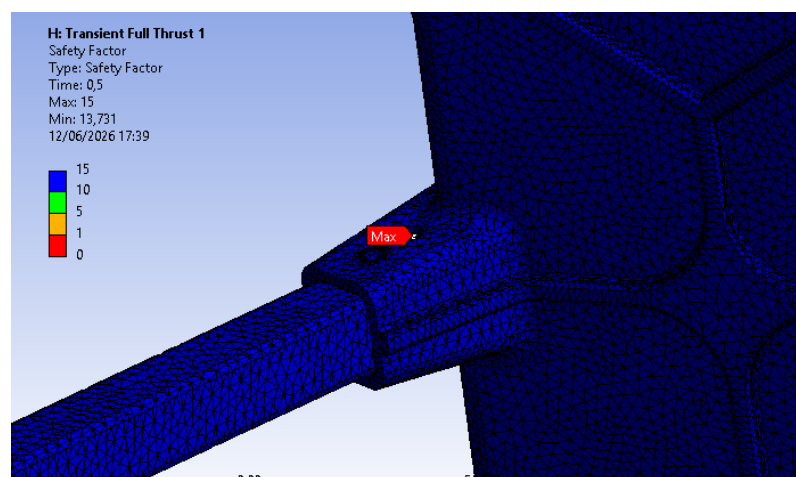
d. Maximum Principal Stress



Gambar 4.28 *Maximum Principal Stress Transient Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 20,60 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.28 diatas.

e. *Factor of Safety*

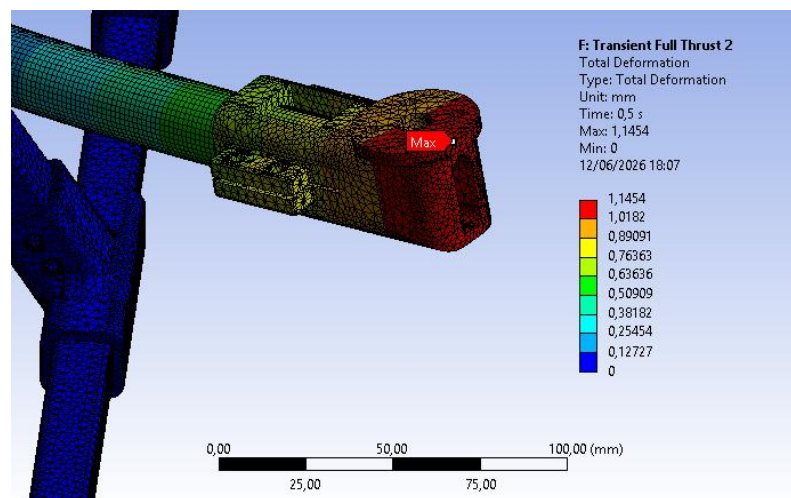


Gambar 4.29 *Factor of Safety Transient Full Thrust Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 13,731 yang ditunjukkan pada gambar 4.29 diatas.

B. Frame Model 2

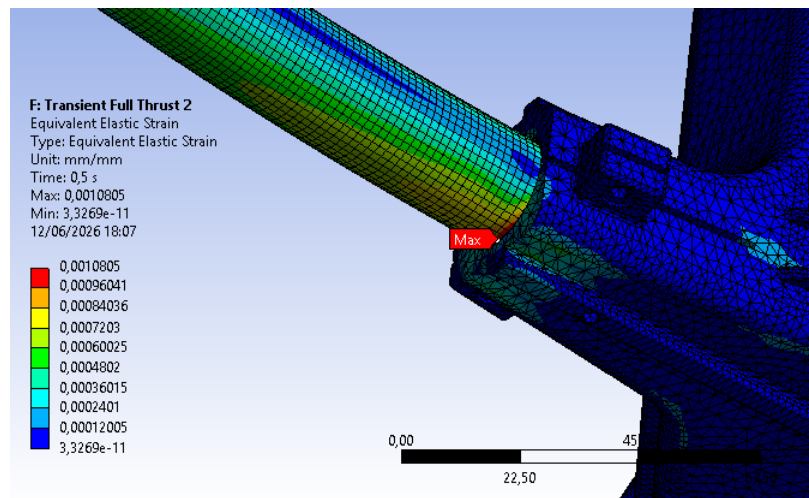
a. *Total Deformation*



Gambar 4.30 *Total Deformation Transient Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *total deformation* maksimum sebesar 1,145 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.30 diatas.

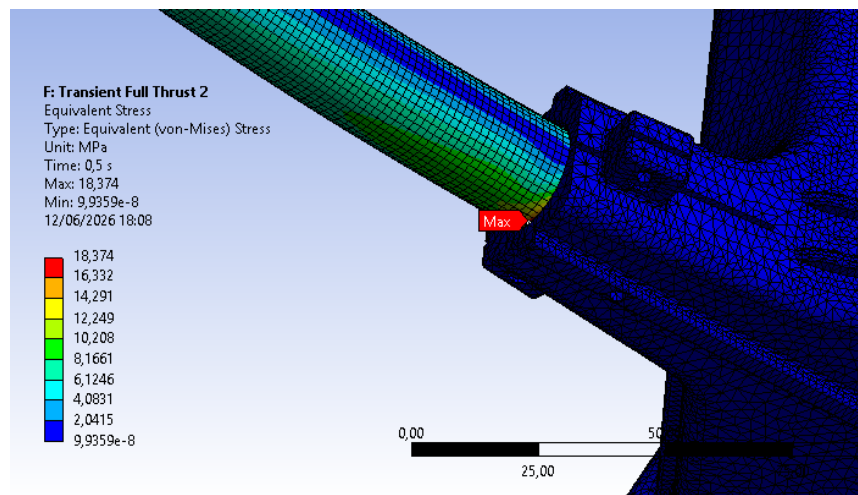
b. Equivalent Elastic Strain



Gambar 4.31 *Equivalent Strain Transient Full Thrust Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent elastic strain* maksimum sebesar 0,00108 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.31 diatas.

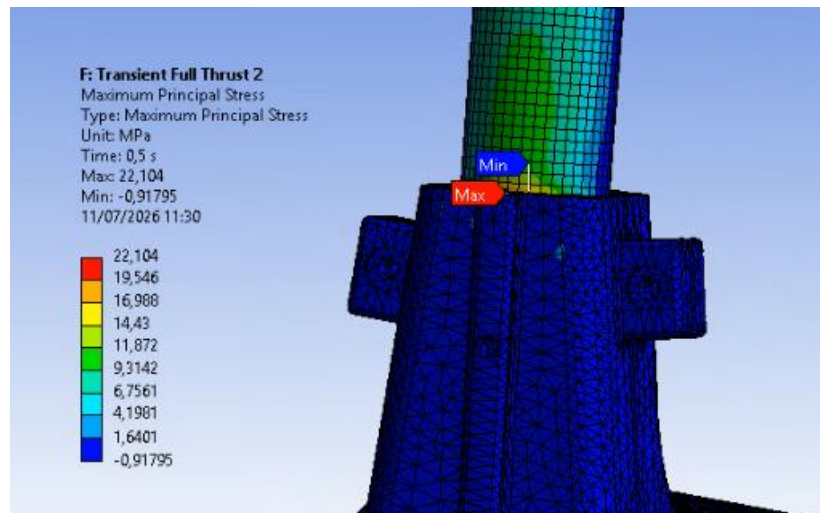
c. Equivalent Stress



Gambar 4.32 *Equivalent Stress Transient Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent stress maksimum sebesar 18,37 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.27 diatas.

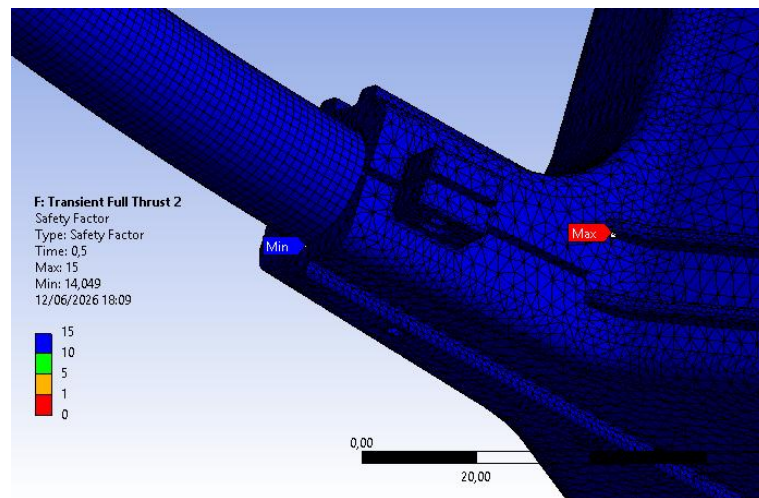
d. Maximum Principal Stress



Gambar 4.33 *Maximum Principal Stress Transient Full Thrust Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *transient full thrust* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *maximum principal stress* maksimum sebesar 22,104 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.33 diatas.

e. *Factor of Safety*



Gambar 4.34 *Factor of Safety Transient Full Thrust Frame Model 2*

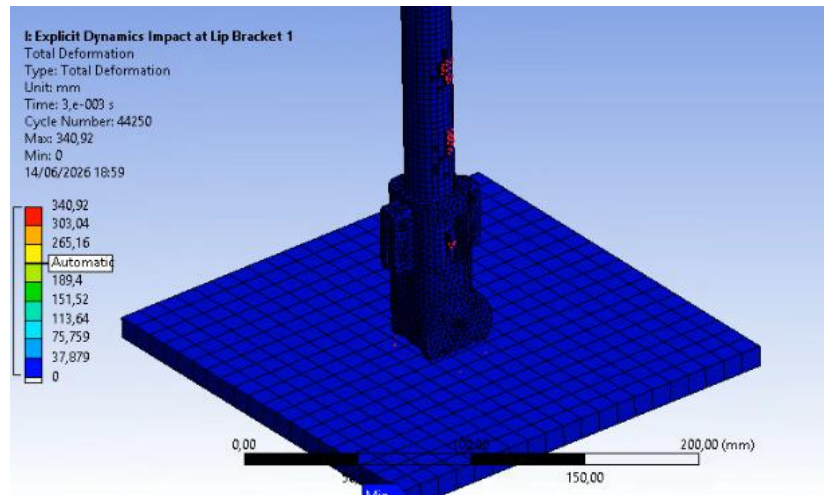
Berdasarkan hasil simulasi transient full thrust menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *factor of safety* minimum sebesar 14,04 yang ditunjukkan pada gambar 4.34 diatas.

4. *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket*

Simulasi *explicit dynamic impact at lip* bracket untuk melihat respon *frame quadcopter* pada saat *impact* jatuh.

A. Frame Model 1

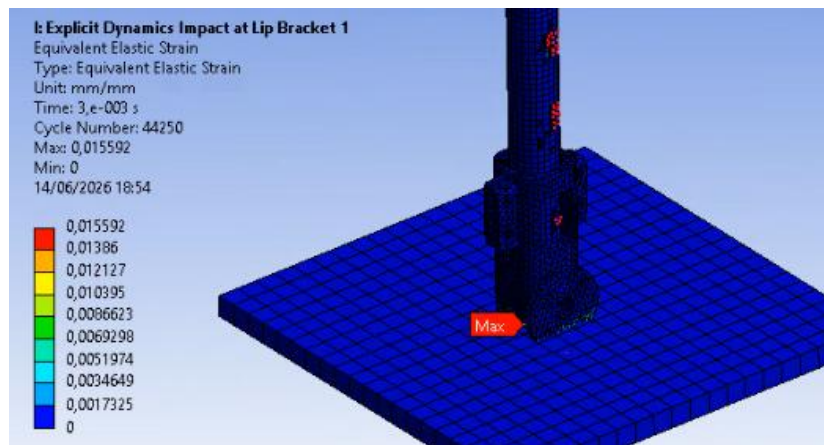
a. Total Deformation



Gambar 4.35 *Total Deformation Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai total deformation maksimum sebesar 340,92 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.35.

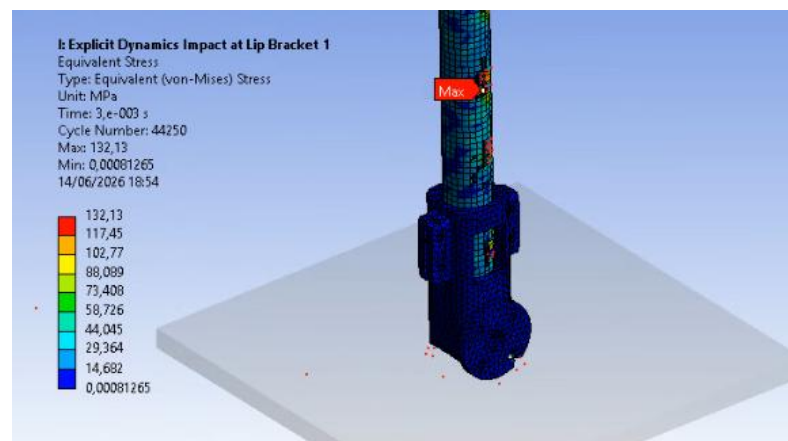
b. Equivalent Elastic Strain



Gambar 4.36 *Equivalent Elastic Strain Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *equivalent elastic strain* maksimum sebesar 0,0155 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.36.

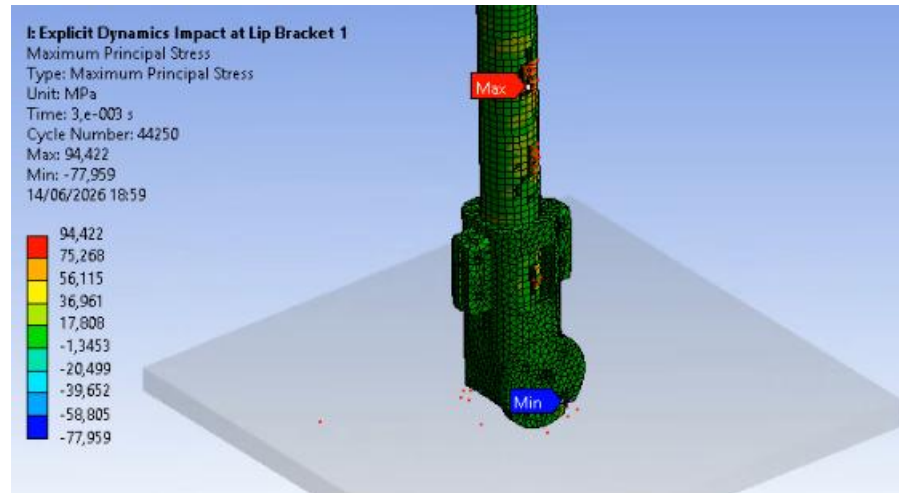
c. Equivalent Stress



Gambar 4.37 *Equivalent Stress Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 1*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent stress maksimum sebesar 132 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.37.

d. Maximum Pricipal Stress

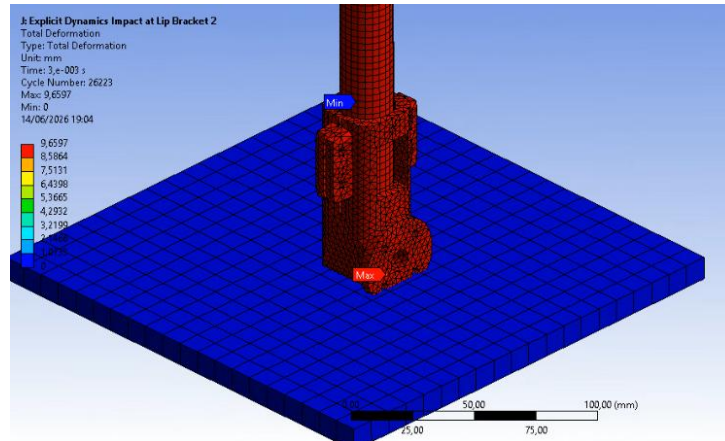


Gambar 4.38 *Maximum Principall Stress* Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *Maximum Principall Stress* maksimal sebesar 94,42 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.38.

B. *Frame Model 2*

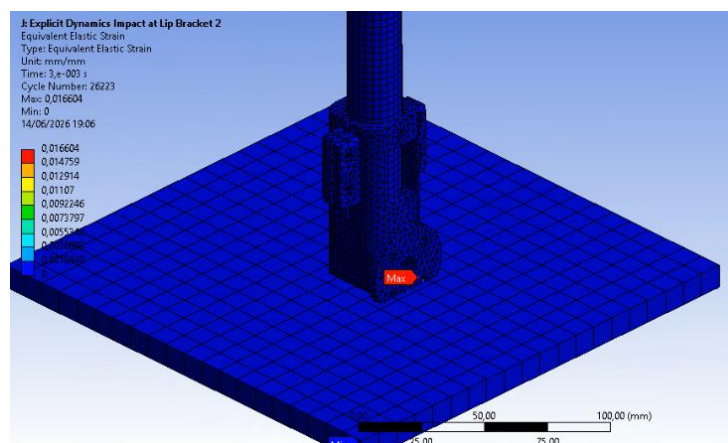
a. *Total Deformation*



Gambar 4.39 *Total Deformation Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai total deformation maksimum sebesar 9,65 mm yang ditunjukkan pada gambar 4.39.

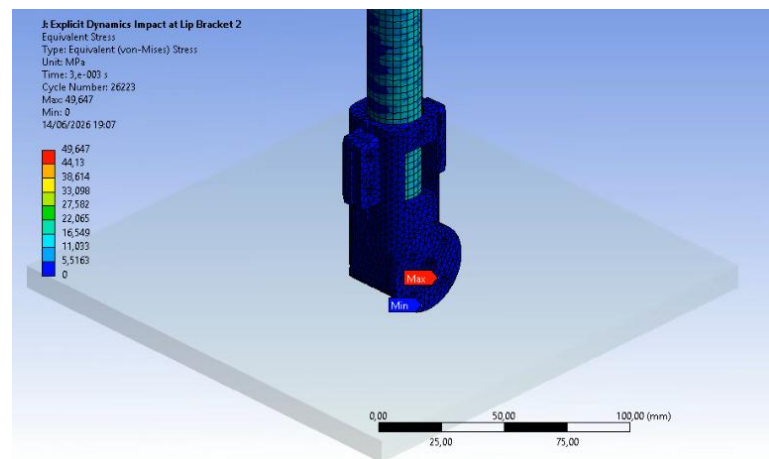
b. *Equivalent Elastic Strain*



Gambar 4.40 *Equivalent Strain Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent elastic strain maksimum sebesar 0,0166 mm/mm yang ditunjukkan pada gambar 4.40.

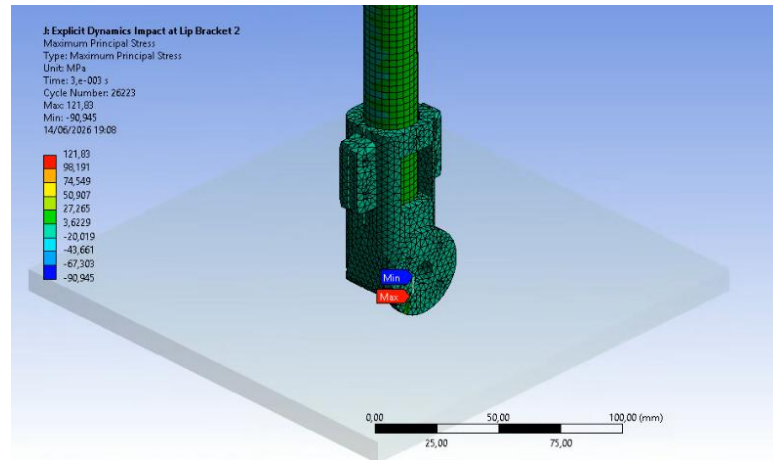
c. Equivalent Stress



Gambar 4.41 *Equivalent Stress Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai equivalent stress maksimum sebesar 49,64 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.41.

d. Maximum Pricipal Stress



Gambar 4.42 *Maximum Principall Stress Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket Frame Model 2*

Berdasarkan hasil simulasi *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket* menggunakan metode FEA, diperoleh nilai *Maximum Principall Stress* maksimal sebesar 121,83 MPa yang ditunjukkan pada gambar 4.42.

1.22.2 Hasil Manufaktur Quadcopter

Pada Proses manufaktur *frame quadcopter* berhasil dilakukan menggunakan metode 3D printing dengan material PETG dan lengan berbahan *carbon tube*. Tahapan manufaktur meliputi pencetakan komponen frame, pemotongan *carbon tube*, pemasangan *insert nut*, pemasangan baut, dan perakitan seluruh komponen. Hasil manufaktur menunjukkan bahwa seluruh komponen memiliki dimensi yang sesuai dengan desain, sambungan terpasang dengan baik, serta menghasilkan struktur *frame* yang presisi, simetris, dan siap digunakan untuk integrasi komponen *quadcopter* serta pengujian lebih lanjut.

1.22.3 Hasil Uji Terbang Pada *Test Bed*

Berdasarkan hasil uji terbang pada *test bed*, *quadcopter* telah mampu menghasilkan gaya angkat dan melakukan penerbangan. Seluruh sistem propulsi dan struktur frame berfungsi dengan baik tanpa ditemukan kerusakan selama pengujian. Namun, respons penerbangan masih belum stabil sehingga diperlukan proses *tuning* parameter PID untuk meningkatkan kestabilan sikap (*attitude*) dan performa terbang. Meskipun demikian, hasil pengujian menunjukkan bahwa *quadcopter* telah layak untuk melanjutkan proses penyempurnaan sistem kendali sebelum dilakukan pengujian terbang lanjutan.

1.22.4 Hasil Uji Terbang

Berdasarkan hasil uji terbang, *frame quadcopter* mampu melakukan *hovering* dan manuver dasar dengan baik. Hasil inspeksi visual menunjukkan tidak ditemukan retakan, deformasi permanen, maupun kerusakan pada komponen hasil *3D printing*.



Gambar 4.43 Hasil Penyecekan Visual Setelah Uji Terbang

1.23 Pembahasan

Pembahasan dilakukan analisis terhadap hasil perancangan, manufaktur, dan uji terbang *frame quadcopter* yang telah dilakukan pada penelitian ini. Pembahasan bertujuan untuk mengevaluasi performa struktur *frame*, kesesuaian hasil manufaktur terhadap desain, serta tingkat keamanan *frame quadcopter* berdasarkan hasil simulasi. Selain itu, dilakukan juga pembahasan mengenai kelebihan, kekurangan, dan kendala yang ditemukan selama proses penelitian berlangsung.

1.23.1 Pembahasan Perancangan *Frame Quadcopter*

Pada tahap ini dibahas hasil perancangan *frame quadcopter* mulai dari proses desain hingga analisis struktur menggunakan metode *Finite Element Analysis* (FEA). Pembahasan meliputi bentuk dan konfigurasi *frame*, pemilihan material, distribusi pembebanan, serta hasil simulasi berupa deformasi, tegangan, dan *factor of safety*. Hasil simulasi digunakan untuk mengevaluasi kemampuan struktur *frame* dalam menahan beban operasional *quadcopter* sehingga dapat diketahui tingkat keamanan dan kekakuan desain yang telah dibuat.

A. 3D Design *Quadcopter*

Desain *frame quadcopter* dibuat menggunakan perangkat lunak CAD (SolidWorks) dengan konfigurasi *quadcopter* yang disesuaikan dengan kebutuhan operasional *quadcopter* pembersih dinding luar gedung. Desain *frame* terinspirasi dari *quadcopter* industri seperti DJI Matrice yang memiliki struktur modular, lengan yang kokoh, serta distribusi komponen yang seimbang. Selain mempertimbangkan kekuatan struktur, desain juga dirancang agar mudah diproduksi menggunakan teknologi 3D

printing dan proses perakitan menggunakan *carbon tube*.

1. *Frame Model 1*

Frame Model 1 merupakan desain dasar (*base model*) yang digunakan sebagai konsep awal perancangan *quadcopter*. Desain ini menggunakan kombinasi material PETG pada bagian connector dan *main frame*, serta *carbon tube* pada bagian lengan. Model ini telah mampu mengakomodasi seluruh komponen *quadcopter* seperti motor, baterai, *flight controller*, dan sistem *sprayer*. Namun, berdasarkan evaluasi desain, beberapa area kritis seperti sambungan antara lengan dan *main frame* masih berpotensi mengalami konsentrasi tegangan serta deformasi yang relatif lebih tinggi ketika menerima pembebanan dari motor dan *payload*.

2. *Frame Model 2*

Frame Model 2 merupakan hasil pengembangan dari *Frame Model 1* yang dilakukan untuk meningkatkan kekuatan dan kekakuan struktur. Pengembangan dilakukan dengan menambahkan *stiffener* pada bagian *main frame* untuk meningkatkan kemampuan struktur dalam mendistribusikan beban. Selain itu, ditambahkan *rib* pada area-area kritis guna meningkatkan kekakuan tanpa menambah massa secara signifikan. Radius *fillet* pada sambungan antara bracket lengan dan *main frame* juga diperbesar untuk mengurangi konsentrasi tegangan yang umumnya terjadi pada sudut tajam. Pengembangan lainnya berupa penambahan sistem *pin lock* menggunakan baut pada sambungan *carbon tube* dan *bracket* untuk mencegah lengan berputar akibat gaya puntir yang dihasilkan motor dan *propeller* selama operasi penerbangan.

Berdasarkan pengembangan tersebut, *Frame Model 2* diharapkan memiliki distribusi tegangan yang lebih merata, deformasi yang lebih rendah, serta tingkat

keamanan struktur yang lebih baik dibandingkan *Frame Model 1* sehingga lebih sesuai digunakan sebagai desain akhir *quadcopter* pembersih dinding luar gedung.

3. Material

Pemilihan material dilakukan untuk memperoleh *frame quadcopter* yang memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang baik. Material yang digunakan terdiri dari PETG untuk komponen hasil 3D printing dan *carbon tube* pada bagian lengan *frame quadcopter*. Material PETG dipilih karena memiliki kemudahan dalam proses printing, hasil cetak yang stabil, serta memiliki material properties yang cukup baik seperti kekuatan, fleksibilitas, dan ketahanan impact sehingga cocok digunakan sebagai material *frame quadcopter*. Sementara itu, carbon tube digunakan karena memiliki massa ringan dan kekakuan tinggi sehingga mampu meningkatkan kekuatan struktur lengan *frame quadcopter*.

4. Simulasi FEA

Simulasi *Finite Element Analysis* (FEA) dilakukan untuk mengetahui respon struktur *frame quadcopter* terhadap pembebanan yang diberikan. Analisis dilakukan untuk mengevaluasi deformasi, distribusi tegangan, regangan elastis, dan *factor of safety* pada *frame quadcopter* saat kondisi *hovering*, *full thrust*, dan pembebanan dinamis. Hasil simulasi digunakan untuk mengetahui tingkat kekuatan dan keamanan struktur *frame* sebelum dilakukan proses manufaktur dan pengujian secara langsung

1. Static Hovering

Pada kondisi *static hovering*, kedua *model frame* menunjukkan respon struktur yang relatif serupa. *Frame Model 1* menghasilkan deformasi maksimum sebesar 0,601 mm, sedangkan *Frame Model 2* sebesar 0,651 mm. Deformasi maksimum pada kedua

model terjadi di ujung lip bracket motor akibat momen lentur terbesar dari gaya thrust.

Nilai *equivalent stress* maksimum pada *Frame Model 1* sebesar 9,91 MPa dan pada *Frame Model 2* sebesar 10,47 MPa. Sementara itu, *maximum principal stress* maksimum masing-masing sebesar 12,09 MPa dan 12,60 MPa. Tegangan maksimum terkonsentrasi pada sambungan antara *main frame* dan lengan (*arm*), sedangkan *equivalent elastic strain* yang diperoleh relatif sama, yaitu 0,000632 mm/mm untuk Model 1 dan 0,000615 mm/mm untuk Model 2.

Kedua model memiliki factor of safety lebih dari 15, sehingga masih berada pada kondisi aman untuk menahan beban hovering. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan *stiffener*, *rib*, *fillet*, dan *sistem pin lock* pada Model 2 belum memberikan pengaruh yang signifikan pada kondisi hovering, sehingga kedua model memiliki kemampuan yang setara dalam menahan beban tersebut.

2. *Static Full Thrust*

Pada kondisi *static full thrust*, terjadi peningkatan deformasi, tegangan, dan regangan dibandingkan kondisi *hovering* akibat meningkatnya gaya *thrust*. *Frame Model 1* menghasilkan deformasi maksimum sebesar 1,083 mm, sedangkan *Frame Model 2* sebesar 1,173 mm, dengan deformasi maksimum terjadi pada ujung lip bracket motor.

Nilai *equivalent stress* maksimum pada *Frame Model 1* sebesar 17,869 MPa dan pada *Frame Model 2* sebesar 18,87 MPa. Sementara itu, *maximum principal stress* maksimum masing-masing sebesar 21,77 MPa dan 22,70 MPa, dengan tegangan terkonsentrasi pada sambungan antara *main frame* dan lengan (*arm*). Nilai *equivalent elastic strain* kedua model juga relatif sama, yaitu 0,00113 mm/mm untuk Model 1 dan 0,00110 mm/mm untuk Model 2.

Kedua model memiliki *factor of safety* di atas 13, sehingga masih berada dalam kondisi aman. Hal ini menunjukkan bahwa modifikasi pada Model 2 belum memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kekuatan global *frame* pada kondisi *full thrust*, sehingga kedua model memiliki kemampuan struktur yang setara.

3. *Transient Full Thrust*

Pada simulasi *transient full thrust*, respon struktur dianalisis terhadap pembebanan dinamis akibat perubahan gaya *thrust* terhadap waktu. *Frame Model 1* menghasilkan deformasi maksimum sebesar 1,055 mm, sedangkan *Frame Model 2* sebesar 1,145 mm, dengan deformasi maksimum terjadi pada ujung *lip bracket motor*.

Nilai *equivalent stress* maksimum pada *Frame Model 1* sebesar 17,11 MPa dan pada *Frame Model 2* sebesar 18,37 MPa. Sementara itu, *maximum principal stress* maksimum masing-masing sebesar 20,60 MPa dan 22,104 MPa. Tegangan maksimum tetap terkonsentrasi pada sambungan antara *main frame* dan lengan (*arm*), sedangkan *equivalent elastic strain* masing-masing sebesar 0,00113 mm/mm dan 0,00108 mm/mm.

Kedua model memiliki *factor of safety* di atas 13, sehingga masih aman terhadap pembebanan dinamis. Perbedaan hasil yang relatif kecil menunjukkan bahwa modifikasi pada Model 2 belum memberikan perubahan signifikan terhadap perilaku struktur secara global pada kondisi *transient full thrust*.

4. *Explicit Dynamic Impact at Lip Bracket*

Berbeda dengan simulasi sebelumnya, perbedaan yang cukup signifikan terlihat pada simulasi *explicit dynamic impact at lip bracket*. Pada Model 1 diperoleh deformasi maksimum sebesar 340,92 mm, sedangkan pada Model 2 deformasi

maksimum turun menjadi 9,65 mm. Penurunan deformasi yang sangat besar ini menunjukkan bahwa modifikasi struktur pada Model 2 memberikan peningkatan kekakuan lokal yang signifikan pada area benturan.

Nilai *equivalent stress* maksimum pada Model 1 mencapai 132 MPa, sedangkan pada Model 2 menurun menjadi 49,64 MPa. Tegangan maksimum pada kedua model terjadi pada area *lip bracket* yang menjadi titik pertama menerima energi tumbukan saat terjadi benturan. Penurunan tegangan tersebut menunjukkan bahwa penambahan *stiffener*, *rib*, pembesaran fillet, dan sistem *pin lock* mampu membantu mendistribusikan energi benturan secara lebih merata sehingga mengurangi konsentrasi tegangan pada area kritis.

Meskipun nilai *equivalent elastic strain* pada Model 2 sedikit lebih tinggi dibandingkan Model 1, secara keseluruhan respon struktur menunjukkan bahwa Model 2 memiliki kemampuan yang lebih baik dalam menahan beban *impact*. Oleh karena itu, pengembangan desain pada Model 2 dinilai lebih efektif untuk meningkatkan ketahanan *frame quadcopter* terhadap kondisi benturan dibandingkan meningkatkan kekuatan pada kondisi pembebanan statik maupun dinamis normal.

1.23.2 Pembahasan Manufaktur *Frame Quadcopter*

Proses manufaktur *frame quadcopter* dilakukan menggunakan mesin 3D printer Anycubic Kobra X dengan material PETG SUNLU berdiameter filament 1,75 mm dan nozzle 0,4 mm. Parameter printing yang digunakan meliputi nozzle temperature 250°C, bed temperature 70°C, layer height 0,2 mm, infill density 100% dengan pola grid, print speed 300 mm/s, serta support tree dengan sudut 45°. Parameter tersebut dipilih untuk menghasilkan komponen frame yang kuat dan presisi. Hasil printing

menunjukkan kualitas cetak yang baik tanpa ditemukan cacat seperti warping maupun stringing. Selain itu, dimensi hasil print sesuai dengan desain CAD dan memiliki layer bonding yang baik sehingga komponen cukup kuat saat proses assembly. Total berat hasil manufaktur *frame quadcopter* diperoleh sebesar 1,350 kg.

Setelah proses printing selesai, dilakukan pemasangan brass heat insert ukuran M3 panjang 5 mm menggunakan solder pada temperatur 250°C. Metode *heat insert* digunakan untuk meningkatkan kekuatan sambungan ulir pada material PETG sehingga lebih kuat saat dilakukan pemasangan baut. Hasil pemasangan insert menunjukkan sambungan yang kuat, presisi, dan tidak menyebabkan retakan pada material. Namun, terdapat beberapa insert yang sedikit miring akibat posisi pemasangan saat proses penanaman insert.

Tahap selanjutnya adalah proses *assembly* menggunakan baut stainless steel ukuran M3 dengan bantuan obeng plus. Baut digunakan untuk menyatukan bagian arm dengan *bracket motor*, *main frame*, *landing gear*, dan bagian *frame* lainnya hingga membentuk struktur *quadcopter* secara utuh. Hasil assembly menunjukkan struktur frame memiliki kekakuan yang baik, sambungan yang kuat, serta tidak ditemukan kelonggaran pada sambungan baut. Selain itu, proses bongkar pasang komponen dapat dilakukan dengan mudah. Setelah seluruh proses assembly selesai, *frame quadcopter* memiliki berat akhir sekitar 1350 gram dengan bentuk dan dimensi yang sesuai desain serta memiliki struktur yang simetris.

1.23.3 Pembahasan Uji Terbang Pada *Test Bed*

Hasil uji terbang pada *test bed* menunjukkan bahwa *quadcopter* mampu menghasilkan gaya angkat sehingga dapat melakukan penerbangan. Hal ini

menunjukkan bahwa desain frame, sistem propulsi, dan proses perakitan telah bekerja sesuai dengan yang direncanakan. Selama pengujian tidak ditemukan kerusakan maupun deformasi pada struktur frame.

Namun, *quadcopter* belum mampu mempertahankan kestabilan terbang secara optimal. Kondisi tersebut disebabkan oleh parameter *Proportional-Integral-Derivative* (PID) yang belum disesuaikan dengan karakteristik *quadcopter*, sehingga respons terhadap perubahan sikap masih kurang stabil. Oleh karena itu, diperlukan proses *PID tuning* untuk memperoleh respons kendali yang lebih baik, mengurangi osilasi, serta meningkatkan kestabilan saat *hovering* maupun manuver.

1.23.4 Pembahasan Uji Terbang

Berdasarkan hasil uji terbang, *quadcopter* mampu melakukan hovering dan manuver dasar dengan baik. Hasil inspeksi visual menunjukkan tidak ditemukan retakan, deformasi permanen, kerusakan komponen hasil 3D printing, maupun kelonggaran sambungan baut dan carbon tube. Hasil ini menunjukkan bahwa desain dan proses manufaktur *frame quadcopter* telah menghasilkan struktur yang cukup kuat untuk menahan beban operasional. Selain itu, hasil pengujian juga mendukung hasil simulasi FEA yang menunjukkan bahwa tegangan dan deformasi yang terjadi masih berada dalam batas aman.