

ANALISIS DINAMIK PADA KOMPONEN *FLAP ARMS (FAIRING)* PESAWAT NC 212

Dynamic Analysis of The Flap Arms (Fairing) Components from NC 212 Aircraft

Endi Yanuardi *, Dedi Suryadi, Nurul Iman Supardi

Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Bengkulu

Jalan W.R. Supratman, Kandang Limun, Bengkulu 3878 A

Telepon/Faksimile 0736-344087.Ext.308 Faksimile (0736)349134

*) E-mail : endiyanuardi@gmail.com

Submitted: 05 Mei 2025

Revised: 30 Juli 2025

Accepted: 20 Agustus 2025

ABSTRACT

Airplanes are one of the safest modes of transportation, to ensure this safety an analysis is needed to understand the response of the aircraft components. One of them is the fairing on the flap arms, which is part of the aircraft wing structure, where this component supports the movement of the aircraft's flaps. Fairing will experience loading during takeoff, top speed, and landing. One of the loads that occur on the fairing is air pressure. The use of the finite element method (FEM) as a method to determine the response of the fairing after being subjected to dynamic loading. In the take-off condition, the total deformation is $1,775 \times 10^{-9}$ mm and the equivalent stress is 5,17 Pa. In the top speed condition, the total deformation is $3,6277 \times 10^{-8}$ mm and the equivalent stress is 199,04 Pa. Whereas in the landing condition, the total deformation is $7,0899 \times 10^{-9}$ mm and the equivalent stress is 38,812 Pa.

Keywords: *Dynamic analysis, Fairing, Flap arms, Finite element method*

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang NC-212 merupakan salah satu pesawat rancangan PT. Dirgantara Indonesia (PT. DI). Pesawat terbang ini awalnya bernama C-212 yang dimiliki oleh Cassa, sebuah produsen pesawat terbang asal Spanyol. PT. Dirgantara Indonesia membeli lisensi kepemilikan Cassa dan melakukan perubahan untuk beberapa bagian sehingga diberi nama NC-212. Jenis mesin pesawat (*engine*) yang digunakan pada pesawat terbang NC-212 ini adalah menggunakan mesin jenis turboprop [1, 2].

Pesawat merupakan moda transportasi teraman, guna memastikan keamanan yang maksimal karena Pesawat terbang merupakan gabungan dari berbagai macam komponen yang bekerja saling mendukung dan terpadu sehingga berfungsi sebagai mana mestinya [3]. Banyak hal yang harus diperhatikan oleh seorang perancang dalam perancangan komponen pesawat terbang, hal tersebut antara lain komponen sesuai fungsi, keamanan, ekonomis, dan berdimensi optimum. Komponen - komponen dari pesawat terbang merupakan bagian kritis dan sangat membutuhkan ketahanan kerja yang baik untuk menjaga keamanan (*safety*) dari pesawat terbang [4].

Kelelahan pada sayap masih sulit dideteksi dengan keterbatasan perkakas [5]. Titik rawan kelelahan ini biasanya pada sambungan antara sayap dan badan pesawat terbang atau antara sayap dan dudukan mesin. Elemen inilah yang mengalami guncangan keras dan terus menerus, baik ketika tubuhnya lepas landas maupun mendarat. Ketika lepas landas, sambungannya menerima tekanan udara (*uplift*) yang besar [6].

Struktur yang baik harus mampu menahan beban dinamis yang ditimbulkan oleh perubahan lingkungan di sekitar. Beban dinamis adalah beban yang dapat terjadi atau bekerja secara tiba-tiba pada sebuah struktur. Beban dinamis umumnya kecil tetapi berubah-ubah terhadap waktu. Beban dinamis dapat berupa beban angin, beban seismik, beban *fatigue*, dan frekuensi natural [7]. maka dari itu dilakukan analisis respons dinamik pada bagian *fairing* di *flap arms* untuk mengetahui respon komponen saat diberi tekanan udara saat *take off*, *top speed* dan *landing*.

Fairing adalah penutup aerodinamis (*aerodynamic cover*) yang dipasang di bagian luar struktur pesawat untuk mengurangi hambatan udara (*drag*) dan melindungi komponen internal dari aliran udara langsung. Sementara *flap arms* adalah lengan mekanis penggerak *flap* yang merupakan bagian dari sistem *high-lift device*

yang membantu meningkatkan gaya angkat (*lift*) saat *take-off* dan *landing*. Fairing yang terpasang di area *flap arms* memiliki beberapa fungsi utama:

1. Mengurangi drag aerodinamis
2. Melindungi sistem mekanis flap
3. Menstabilkan tekanan udara di sekitar flap
4. Menjadi area pengukuran atau analisis respon tekanan

Mekanisme kerja *fairing* pada *flap arms* saat *take-off*, *top speed*, dan *landin*. Pada saat *take-off*, pesawat memerlukan gaya angkat (*lift*) yang lebih besar untuk dapat terbang dengan aman pada kecepatan rendah. Untuk mencapai hal tersebut, *flap* akan dikeluarkan sebagian sehingga meningkatkan luas permukaan sayap dan mengubah bentuk profil aerodinamisnya. Dalam kondisi ini, *flap arms* dan *flap tracks* terekspos ke aliran udara. *Fairing* berfungsi menutupi bagian tersebut agar aliran udara tetap halus, mengurangi hambatan, serta mencegah turbulensi berlebih yang dapat mengganggu stabilitas pesawat saat lepas landas.

Ketika pesawat mencapai kecepatan jelajah (*top speed*), *flap* dikembalikan ke posisi semula (tertutup penuh) untuk meminimalkan hambatan udara dan menjaga efisiensi bahan bakar. Pada fase ini, *fairing* tetap berperan menjaga kelancaran aliran udara di sekitar area sambungan *flap*, sehingga permukaan sayap tetap aerodinamis tanpa gangguan tekanan yang dapat menimbulkan *drag* tambahan. *Fairing* juga membantu mengurangi getaran (*vibration*) dan tekanan dinamis pada struktur sayap akibat aliran udara berkecepatan tinggi.

Selanjutnya, saat *landing*, *flap* akan dikeluarkan lebih lebar untuk menghasilkan gaya angkat maksimum dan meningkatkan *drag* guna memperlambat kecepatan pesawat. Pada kondisi ini, *flap arms* bekerja pada tekanan aerodinamis yang tinggi. Fairing berperan menjaga kestabilan aliran udara dan menahan distribusi tekanan agar tidak menyebabkan gaya berlebihan pada struktur mekanis flap. Selain itu, *fairing* membantu menjaga performa sistem flap tetap optimal dengan melindungi bagian mekanis dari gaya geser (*shear force*) dan tekanan udara yang fluktuatif.

Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa *fairing* pada *flap arms* tidak hanya berfungsi sebagai pelindung struktural, tetapi juga memiliki peranan penting dalam menjaga keseimbangan aerodinamis dan efisiensi performa pesawat di setiap fase penerbangan. Penelitian ini bertujuan untuk melakukan analisis dinamik pada komponen *fairing* pada pesawat NC 212 pada kondisi *take off*, *top speed*, dan *landing*.

2. METODOLOGI

2.1 Diagram Alir

Pada proses penelitian ini dilakukan beberapa tahapan, dimulai dengan studi literatur dari berbagai sumber kemudian memodelkan komponen *fairing* yang akan digunakan untuk simulasi *transient structure* pada ansys. Setelah simulasi berhasil maka diketahuilah respons dinamik dari *fairing*, jika tidak akan dilakukan pemodelan kembali dan penentuan syarat batas pada simulasi. Respons yang dihasilkan kemudian ditarik kesimpulan, tahapan ini di tampilkan dalam bentuk diagram alir. Dapat di lihat pada Gambar 1.

2.2 Objek Penelitian

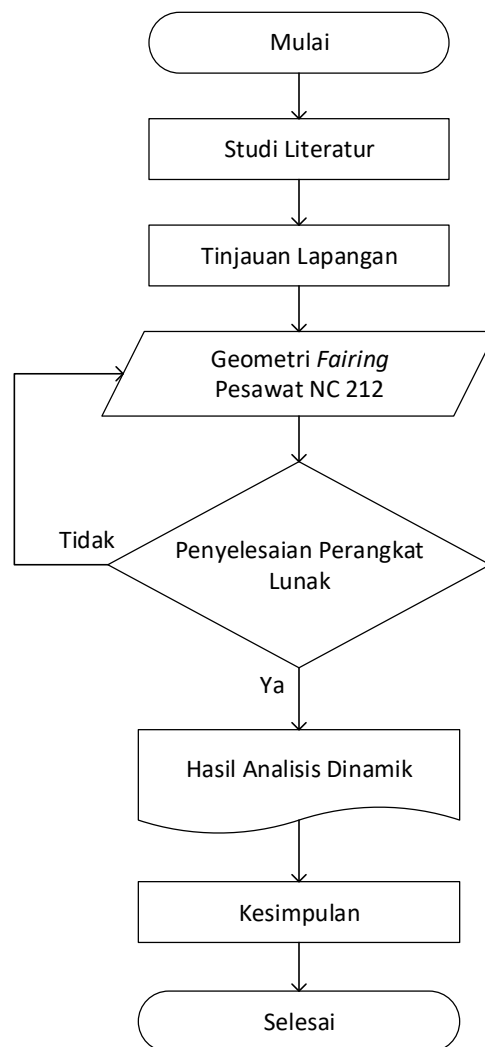
Objek penelitian merupakan komponen *flap arms (fairing)* pada bagian dari (*Wings*) sayap pesawat NC-212 yang terdapat dibawah *flap*. Bagian ini berfungsi untuk mengatur pergerakan dari *flap* pada pesawat. Komponen *flap arms (fairing)* dapat dilihat pada Gambar 2.

2.3 Prosedur Desain dan Analisis

Prosedur proses simulasi merupakan penyelesaian perangkat lunak yang akan menghasilkan output sesuai yang diinginkan. Dalam proses ini dibagi menjadi 2 prosedur, yaitu pre-simulasi dan simulasi pembebanan dinamik sebagai berikut.

2.3.1 Desain

Merupakan tahapan awal proses penyelesaian simulasi pembebanan dinamik *fairing* pesawat NC-212 yang meliputi proses pembuatan 3D model menggunakan solidworks. Pemodelan 3D yang dilakukan menggunakan dimensi langsung dari komponen *fairing* pada *flap arms* pesawat NC 212.



Gambar 1 Diagram Alir



Gambar 2 Objek Penelitian

2.3.2 Analisis Respons Dinamik

Prosedur dari Analisis Respons Dinamik pada komponen fairing pada flap arms pesawat NC 212 menggunakan software ansys adalah sebagai berikut.

- 1) Pada menu ansys terdapat beberapa pilihan analisis. Analisis yang digunakan adalah *modal analysis* dan *transient structure*. Dengan menggeser menu ke dalam tampilan untuk diolah dan terdapat beberapa menu didalamnya yaitu *Engineering Data*, *Geometri*, *Model*, *Setup*, *Solution* dan *Results*.
- 2) Memasukkan material penyusun yang digunakan untuk membuat komponen *fairing* pada *flap arms* pesawat NC 212 pada *Engineering data*.
- 3) Pada Proses Model mengacu pada tahapan dan pendekatan dalam mengelola alur kerja simulasi. *Ansys Workbench* menggunakan proses model untuk mengintegrasikan berbagai alat dan modul analisis secara terstruktur. Termasuk pemberian tumpuan (*fixed support*) pada modal analysis untuk mengetahui frekuensi pribadi dari komponen *fairing* dan pembebanan secara dinamik akibat tekanan udara pada *transient structure*.
- 4) Proses *meshing* dilakukan untuk membagi struktur ke elemen-elemen komponen yang lebih kecil. Selanjutnya *Post processing* merupakan proses simulasi dari penyelesaian hasil simulasi analisis dari komponen *fairing* pada *flap arms* pesawat NC 212. Hasil simulasi analisis modal dari *post processing* berupa sepuluh (10) modus getar pertama dari komponen *fairing* yang merupakan frekuensi alami dari komponen tersebut. Sedangkan hasil dari *transient structure* berupa *total deformation* dan *stress equivalent (von misses)* yang terjadi pada komponen.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1 Hasil Desain

Hasil Desain dari part *fairing* pada *flap arms* pesawat NC-212 dalam tiga dimensi adalah sebagai berikut seperti terlihat pada Gambar 3.

3.2 Hasil Analisis Respons Dinamik

Dari hasil penyelesaian perangkat lunak dengan ansys untuk mengetahui frekuensi natural dan analisis dinamik pada komponen *fairing* pada *flap arms* dengan 3 kondisi yaitu *Take Off*, *top speed* dan *Landing* adalah sebagai berikut,

3.2.1 Analisis Modal

Analisis modal yang dilakukan bertujuan untuk mengetahui frekuensi pribadi dari *part fairing* dan merupakan tahap awal untuk melakukan analisis dinamik. Hasil analisis modal dapat dilihat pada Gambar 3.

3.2.2 Kondisi Take Off

Pada kondisi *take off*, pesawat terbang harus mencapai batas minimum kecepatan untuk dapat menghasilkan gaya angkat yang cukup. Sehingga menghasilkan tekanan dinamik sebesar 994 Pa. untuk respon dinamik yang berupa *deformation* dapat dilihat pada Gambar 4. Selain *deformation*, pada analisis respon dinamik juga menghasilkan *stress equivalent*. Dapat dilihat pada Gambar 5.

3.2.3 Kondisi Top Speed

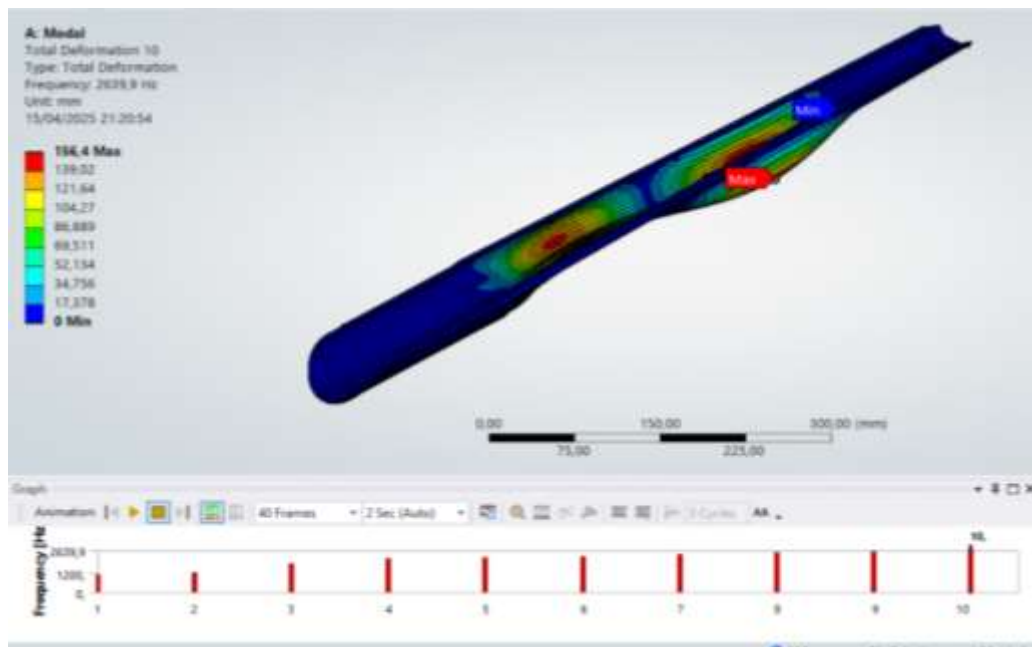
Pada kondisi *top speed*, pesawat terbang melaju dengan kecepatan tertinggi sehingga dapat mencapai tujuan dengan waktu relatif singkat. Sehingga menghasilkan tekanan dinamik sebesar 6159 Pa. untuk respon dinamik berupa *deformation* yang dapat dilihat pada Gambar 6. Selain *deformation*, pada analisis respon dinamik juga menghasilkan *stress equivalent*. Dapat dilihat pada Gambar 7.

3.2.4 Kondisi Landing

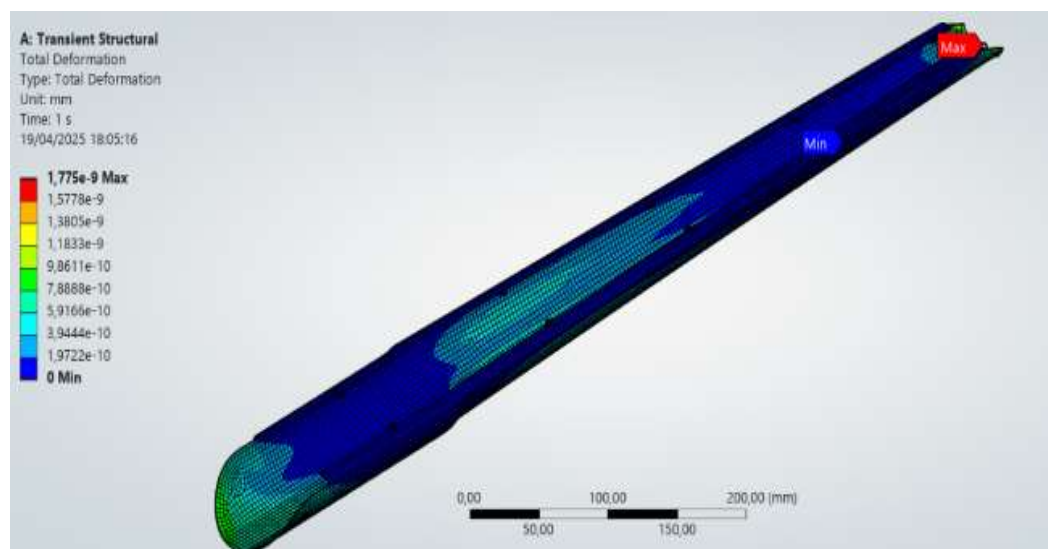
Pada kondisi *landing*, pesawat terbang melaju sehingga dapat mempertahankan daya angkat sekaligus mengurangi kecepatan. Pesawat NC 212 akan menghasilkan tekanan dinamik sebesar 2722 Pa. untuk respon dinamik berupa *deformation* yang dapat dilihat pada Gambar 8. Selain *deformation*, pada analisis respon dinamik juga menghasilkan *stress equivalent*. Dapat dilihat pada Gambar 9. Selanjutnya data hasil analisis dinamik untuk komponen tersebut dapat dilihat pada Tabel 1 dan Tabel 2.



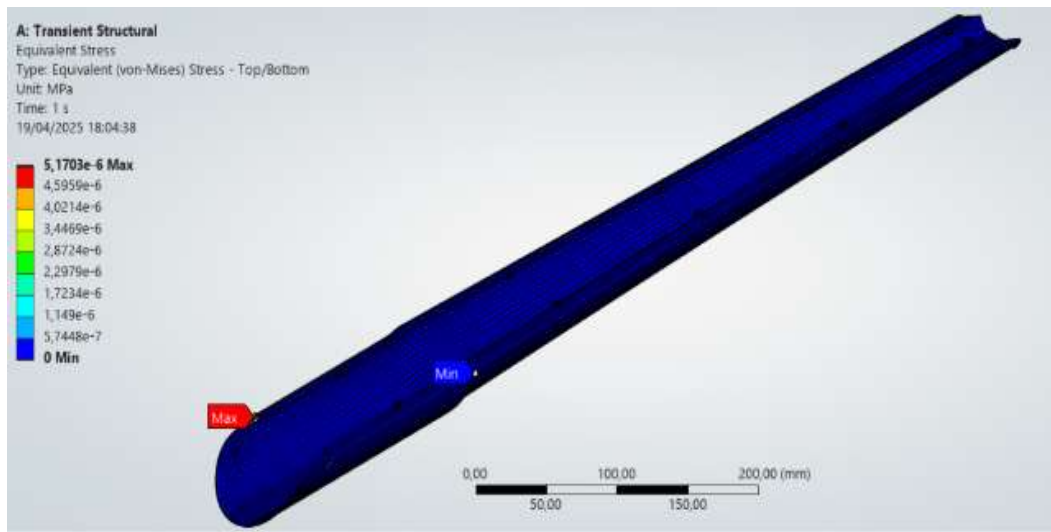
Gambar 3 Hasil Desain Part Fairing



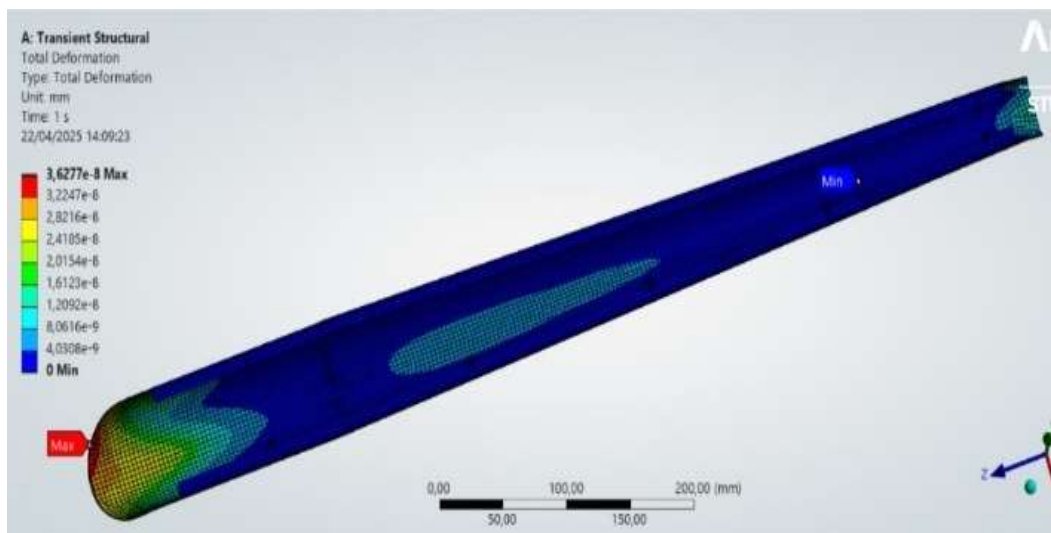
Gambar 4 Hasil Analisis Modal



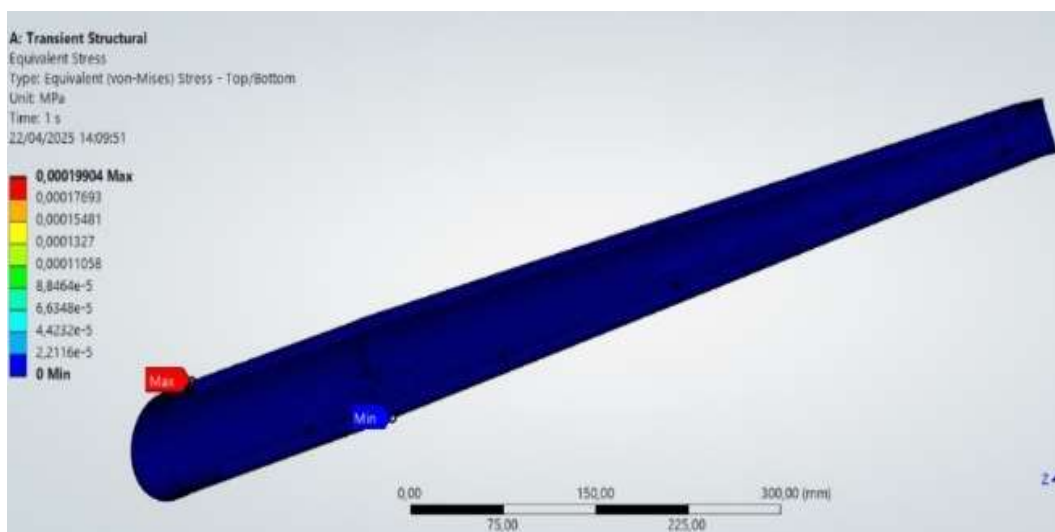
Gambar 5 Total Deformation pada Kondisi *Take Off*



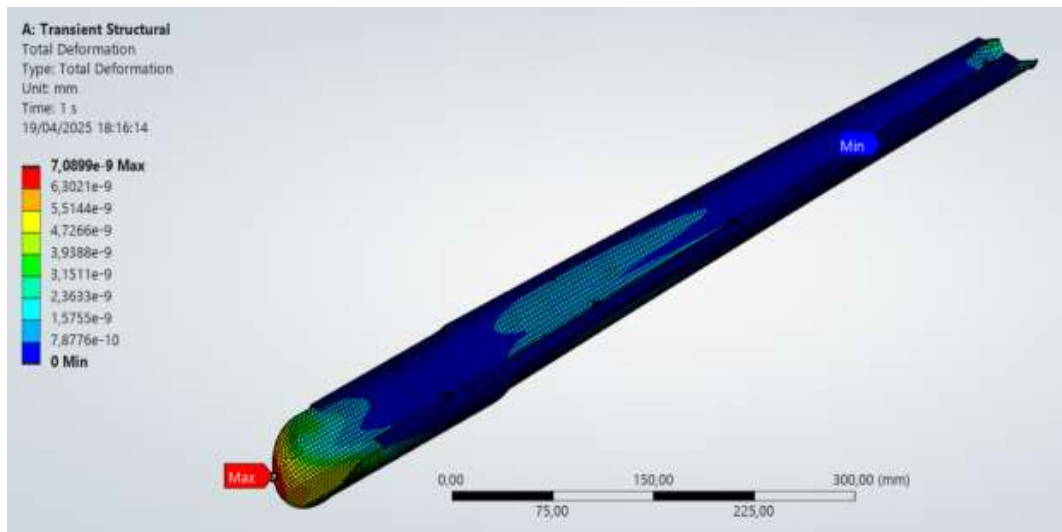
Gambar 6 Stress Equivalent Pada Kondisi *Take Off*



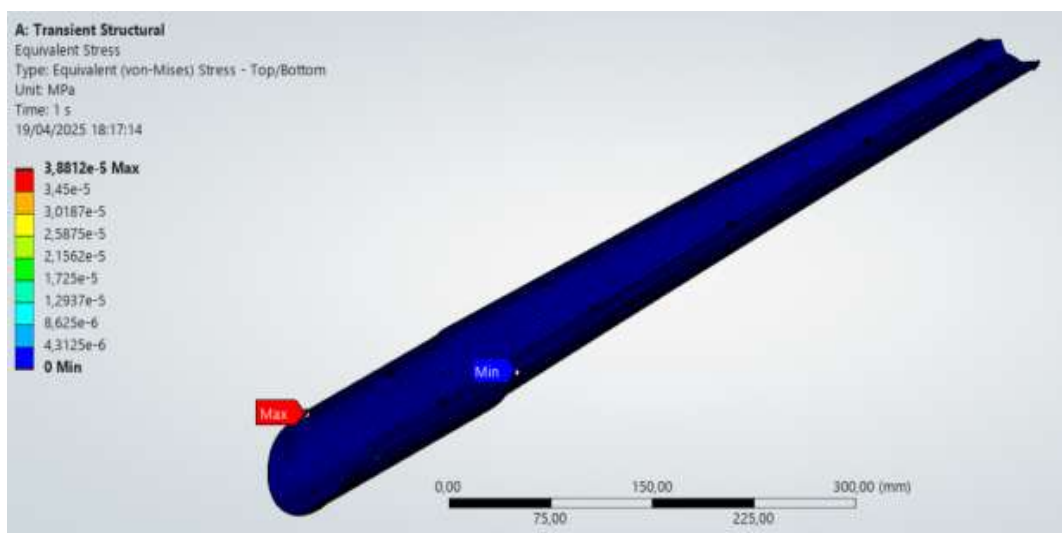
Gambar 7 Total Deformation Kondisi *Top Speed*



Gambar 8 Stress Equivalent Kondisi *Top Speed*



Gambar 9 Total Deformation Kondisi *Landing*



Gambar 10 Stress Equivalent Kondisi *Landing*

Tabel 1 Hasil Analisis Modal

Modus Getar Ke -	Frekuensi Pribadi (Hz)
1	1130,5
2	1239,5
3	1793,8
4	2105,9
5	2193,8
6	2274,4
7	2403,6
8	2526,6
9	2594,6
10	2639,9

Tabel 2 Hasil Analisis Respons Dinamik

	Max	Deformation (mm)	Stress Equivalent (Pa)
Kondisi			
Take Off		$1,7750 \times 10^{-9}$	5,1703
Top Speed		$3,6277 \times 10^{-8}$	199,04
Landing		$7,0899 \times 10^{-9}$	38,812

3.3 Pembahasan

Fairing merupakan salah satu komponen penting pada kendaraan berkecepatan tinggi, khususnya pesawat terbang. Komponen ini berfungsi untuk menghaluskan permukaan pesawat dan mengoptimalkan aliran udara di sekitar struktur pesawat, sehingga mampu meningkatkan efisiensi aerodinamika serta kinerja keseluruhan pesawat. Selain itu, fairing juga berperan sebagai pelindung bagi berbagai komponen internal dari pengaruh lingkungan eksternal, seperti tekanan udara tinggi, hujan, debu, maupun partikel lainnya yang dapat menyebabkan kerusakan. Dengan demikian, keberadaan fairing sangat krusial dalam mendukung performa, efisiensi bahan bakar, serta keselamatan penerbangan modern.

Untuk memastikan keadaan *fairing* tetap optimal maka dilakukan analisis respons dinamik dengan 3 kondisi yang berbeda. Proses analisis *fairing* dimulai dengan pemodel geometri *fairing* yang dibuat menggunakan *Solidworks*. Kemudian, pada model tersebut dilakukan pengujian dengan metode elemen hingga menggunakan *ansys* untuk mengetahui respon dinamik dari komponen *fairing*.

Analisis dinamik dilakukan dengan memanfaatkan fitur *modal analysis* dan *transient structural*. Pada analisis *modal* dilakukan sebanyak 10 modus getar yang akan memberikan 10 frekuensi natural awal dari komponen fairing. Frekuensi natural tertinggi yang dimiliki oleh komponen *fairing* adalah 2639,9 Hz, sedangkan untuk frekuensi natural terendah yaitu 1130,5 Hz. Hal ini dikarenakan komponen fairing memiliki kekakuan yang tinggi dengan massa yang relatif ringan, akibat dari proses manufaktur yang memanfaatkan komposit.

Transient structural akan mensimulasikan komponen *fairing* untuk diberikan pembebanan secara dinamik atau berkala sesuai dengan bagian komponen dan waktu yang telah diatur dalam *tabular data*. Akibat dari proses ini adalah timbulnya deformasi keseluruhan (*total deformation*) dan tegangan ekuivalen (*stress equivalent*) yang terjadi pada komponen *fairing*.

Pemodelan respons dinamik akan dilakukan dengan 3 kondisi yang berbeda yaitu saat pesawat *take off* (lepas landas), *top speed* (kecepatan maksimum) dan *landing* (mendarat). Masing-masing kondisi akan memiliki tekanan dinamik yang berbeda, tekanan tersebut dipengaruhi oleh kecepatan pesawat, massa jenis udara dan luas permukaan dari fairing yang bersentuhan langsung dengan udara. Pada kondisi take off, pesawat akan membutuhkan kecepatan minimum untuk lepas landas yang mana pada pesawat NC 212-400 membutuhkan kecepatan 145 km/h atau 40,28 m/s. Pada kondisi ini tekanan dinamik yang dialami oleh komponen *fairing* adalah sebesar 994 Pascal (Pa). Dengan *transient structural* didapatkan deformasi maksimum sebesar $1,775 \times 10^{-9}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 5,1703 Pa.

Pesawat akan memasuki kondisi *top speed* saat telah mencapai ketinggian yang diinginkan. Pada kondisi ini pesawat NC 212-400 akan melaju dengan kecepatan maksimum yaitu 361 km/h atau 100,28 m/s. Pada kondisi ini tekanan dinamik yang dialami oleh komponen *fairing* adalah sebesar 6159 Pa. Dengan *transient structural* didapatkan deformasi maksimum yaitu sebesar $3,6277 \times 10^{-8}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 199,04 Pa.

Setelah mendekati bandara tujuan, pesawat akan melakukan landing dengan kecepatan 240 km/h atau 66,67 m/s. Pada kecepatan ini tekanan dinamik yang dialami oleh komponen *fairing* adalah sebesar 2722 Pa. Dengan *transient structural* didapatkan deformasi maksimum yaitu sebesar $7,0899 \times 10^{-9}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 38,812 Pa.

4. KESIMPULAN

Setelah melakukan analisis respons dinamik pada komponen *flap arms (fairing)* pesawat NC 212 dapat disimpulkan bahwa frekuensi natural yang dimiliki oleh komponen *fairing* pada *flap arms* pesawat NC 212-400 adalah 1130,5 Hz, 1239,5 Hz, 1793,8 Hz, 2105,9 Hz, 2193,8 Hz, 2274,4 Hz, 2403,6 Hz, 2526,6 Hz, 2594,6 Hz dan 2639,9 Hz. Pada kondisi *take off*, besar deformasi total adalah $1,7750 \times 10^{-9}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 5,17 Pa. Pada kondisi *top speed*, besar deformasi total adalah $3,6277 \times 10^{-8}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 199,04 Pa. Sedangkan pada kondisi *landing*, besar deformasi total adalah $7,0899 \times 10^{-9}$ mm dan tegangan ekuivalen sebesar 38,812 Pa.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Fatmawati, A. Sudiarmo, Juprianto, Khaerudin, 2023. Potensi Strategi Pengembangan Pesawat Tanpa Awak Oleh PT. Dirgantara Indonesia (DI) Untuk Mendukung Sektor Pertahanan Yang Strategis. Nusantara: Jurnal Ilmu Pengetahuan Sosial, Vol. 10, No. 7,
- [2] L. Iryani and A. S. Ramadhan, 2021. Analisis Geometris Sistem Kendali Elevator Pesawat Udara N219. METAL: Jurnal Sistem Mekanik dan Termal, Vol. 5, No. 2, 93-97.
- [3] *Dasar -Dasar Teknik Pesawat Udara Semester 2 SMK/MAK Kelas X*. 2022. [Online]. Available: <https://buku.kemdikbud.go.id>
- [4] FAA, Aircraft Design, Certification, and Airworthiness. [Online]. Available: www.faa.gov.
- [5] D. Irawan, 2013. Analisis Beban Dinamik Akibat Landing Impact Pada Pesawat WIG (Wing In Ground Effect) 2 SEATER, Mahasiswa Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Teknik.
- [6] T. M. A. Nurisa, 2019. Analisa Pembebanan Dinamik Pada Bodi Pesawat Terbang Dengan Simulasi Ansys 18.1, *Journal of Renewable Energy & Mechanics (REM)*, Vol. 2, No. 1, 43-50.
- [7] S. A. Alfath, A. Hafizh, and A. Rasyid, Analisis Pembebanan Statik Dan Dinamik Pada Pengembangan Axle Main Landing Gear Menggunakan Finte Element. Available: <http://www.b737.org.uk/landinggear.htm>
- [8] S. O. Dapas, 2011. Aplikasi Metode Elemen Hingga Pada Analisis Struktur Rangka Batang.
- [9] L. Son and R. Afandi, 2018. Analisis Frekuensi Pribadi Dan Modus Getar Struktur Pesawat Tanpa Awak Tipe Flying Wings. Metal: Jurnal Sistem Mekanik dan Termal, Vol. 2, No. 2, 36-42.
- [10] L. A. N. Wibawa and D. A. Himawanto, 2018. Analisis Ketahanan Beban Dinamis Material Turbin Angin Terhadap Kecepatan Putar Rotor (RPM) Menggunakan Metode Elemen Hingga, *Simetris: Jurnal Teknik Mesin, Elektro dan Ilmu Komputer*, Vol. 9, No. 2, 803–808, doi: 10.24176/simet.v9i2.2343.