

ANALISIS KEKUATAN STRUKTUR PADA *BELLCRANK ASSEMBLY FLAP CONTROL SYSTEM* PESAWAT NXXX MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

*Margiyanto¹, Ismoyo Haryanto², Gunawan Dwi Haryadi²

¹Mahasiswa Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

²Dosen Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro

Jl. Prof. Sudharto, SH., Tembalang-Semarang 50275, Telp. +6282223068743

*E-mail: margiyanto108@gmail.com

Abstrak

Pesawat NXXX merupakan pesawat yang diproduksi PT Dirgantara Indonesia untuk transportasi penumpang dan logistik. Pesawat ini terdiri atas *fuselage*, *wing*, *tail*, *landing gear*, dan *power plant*, serta dilengkapi *flap* sebagai *high-lift device* yang berfungsi meningkatkan gaya angkat. *Flap* terpasang pada *trailing edge* sayap dan berdefleksi hingga 40° untuk memperbesar kelengkungan *airfoil*, terutama saat fase *landing* ketika menerima beban aerodinamis maksimum. Beban tersebut diteruskan ke komponen *bellcrank assembly* melalui mekanisme kendali dari *cockpit*, sehingga diperlukan struktur yang mampu menahan beban agar *flap* tetap stabil selama penerbangan. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui nilai *displacement*, tegangan *von Mises*, serta *margin of safety* (MoS) berdasarkan kriteria *material failure*, *bearing*, dan *pull-through* pada *bellcrank assembly* desain awal. Metode yang digunakan adalah metode elemen hingga menggunakan MSC Patran dan MSC Nastran dengan pemodelan *surface geometry* (2D) untuk efisiensi komputasi serta penyederhanaan geometri dalam menganalisis respons struktur terhadap kondisi pembebanan maksimum. Hasil analisis menunjukkan bahwa *displacement* maksimum struktur secara keseluruhan sebesar 57,5 mm, sedangkan tegangan *von Mises* maksimum sebesar 991 MPa terjadi pada area *fillet* yang merupakan daerah konsentrasi tegangan. Analisis kekuatan menunjukkan bahwa tegangan pada struktur untuk kriteria *material failure* dan *bearing* masih berada di bawah batas aman material. Meskipun demikian, pada kriteria *pull-through* ditemukan beberapa komponen dengan nilai *margin of safety* kurang dari 0. Secara keseluruhan, desain awal *bellcrank assembly* masih tergolong aman untuk kondisi pembebanan yang dianalisis serta memiliki potensi *weight reduction* pada komponen dengan *margin of safety* tinggi.

Kata Kunci: *bellcrank assembly*; *flap*; metode elemen hingga; *margin of safety*; *stress analysis*

Abstract

The NXXX aircraft is manufactured by PT Dirgantara Indonesia for passenger and cargo transport. The aircraft consists of a *fuselage*, *wings*, *tail*, *landing gear*, and *power plant*, and is equipped with *flaps* as *high-lift devices* that function to increase lift. The *flaps* are mounted on the *trailing edge* of the wing and deflect up to 40° to increase the curvature of the *airfoil*, especially during the *landing* phase when the aircraft experiences maximum aerodynamic loads. These loads are transmitted to the *bellcrank assembly* via the control mechanism from the *cockpit*; therefore, a structure capable of withstanding the loads is required to keep the *flaps* stable during flight. This study aims to determine the *displacement* values, *von Mises stress*, and *margin of safety* (MoS) based on *material failure*, *bearing*, and *pull-through* criteria for the initial *bellcrank assembly* design. The method used is the finite element method employing MSC Patran and MSC Nastran with 2D *surface geometry* modeling to enhance computational efficiency and simplify the geometry when analyzing the structural response under maximum loading conditions. The analysis results show that the maximum overall structural *displacement* is 57.5 mm, while the maximum *von Mises stress* of 991 MPa occurs in the *fillet* area, which is a stress concentration region. Strength analysis indicates that stresses in the structure for the *material failure* and *bearing* criteria remain below the allowable material limits. However, under the *pull-through* criterion, several components were found to have a *margin of safety* below 0. Overall, the initial design of the *bellcrank assembly* is still considered safe for the analyzed loading conditions and has potential for *weight reduction* in components with a high *margin of safety*.

Keywords: *bellcrank assembly*; *flap*; finite element method; *margin of safety*; *stress analysis*

1. Pendahuluan

Pesawat terbang merupakan moda transportasi yang memiliki peranan penting dalam meningkatkan mobilitas masyarakat, khususnya di negara kepulauan seperti Indonesia. Kemampuan pesawat dalam menempuh jarak jauh dalam waktu singkat serta menjangkau wilayah terpencil menjadikannya sebagai sarana transportasi yang efektif untuk distribusi penumpang dan logistik [1]. Dalam hal ini, pesawat komuter dengan kemampuan *short take-off and landing* (STOL) sangat dibutuhkan untuk mendukung konektivitas antar daerah yang memiliki keterbatasan infrastruktur [2].

Dalam rangka memenuhi kebutuhan tersebut, PT Dirgantara Indonesia mengembangkan pesawat NXXX sebagai salah satu pesawat komuter yang dirancang untuk kondisi geografis Indonesia. Pesawat ini dilengkapi dengan berbagai komponen utama seperti *fuselage*, *wing*, *tail*, *landing gear*, dan *power plant* [3]. Untuk meningkatkan performa aerodinamis pada kecepatan rendah, pesawat dilengkapi dengan *flap* sebagai *high-lift device* yang berfungsi meningkatkan gaya angkat (*lift force*), terutama pada fase *landing* ketika beban aerodinamis mencapai kondisi maksimum [4], [5].

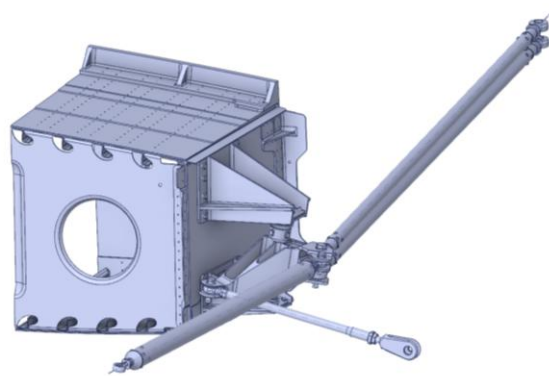
Beban dari *flap* ditransmisikan melalui sistem mekanisme kontrol yang melibatkan komponen seperti *pushrod*, *linkage*, dan *bellcrank assembly*. *Bellcrank assembly* berfungsi mengalihkan gaya dari *cockpit* menuju permukaan *flap*. Komponen ini menanggung beban mekanis tinggi, terutama pada area titik tumpu (*fulcrum*) pada saat *aircraft landing*. Sehingga diperlukan kekuatan dan kekakuan yang memadai agar pergerakan *flap* tetap stabil sesuai perintah kontrol selama penerbangan [6]. *Bellcrank assembly* dipasang pada *wing structure* yang berperan dalam menahan serta mendistribusikan beban kerja dari sistem tersebut. Agar *bellcrank assembly* dapat beroperasi dengan optimal, tentu diperlukan struktur yang kokoh sehingga tidak terjadi kegagalan selama penerbangan. Oleh karena itu, analisis tegangan pada *bellcrank assembly* perlu dilakukan untuk menghindari kegagalan material.

Untuk memastikan keamanan struktur, diperlukan analisis terhadap kemampuan komponen dalam menahan beban kerja melalui *stress analysis*. Hasil analisis tersebut digunakan untuk menentukan *margin of safety* (MoS) berdasarkan beberapa kriteria kegagalan, yaitu *material failure*, *bearing failure*, dan *pull-through failure* yang umum terjadi pada sambungan mekanis struktur pesawat [7]. Analisis ini penting untuk memastikan bahwa *bellcrank assembly* memiliki tingkat keamanan yang memadai terhadap kondisi pembebanan operasional. Oleh karena itu, penelitian ini difokuskan pada analisis kekuatan struktur *bellcrank assembly* untuk memastikan komponen mampu beroperasi secara aman dan memenuhi persyaratan desain.

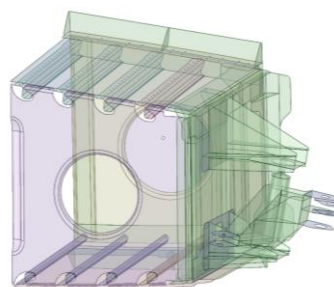
2. Metodologi Penelitian

2.1 Geometri dan Boundary Condition

Geometri model yang digunakan dalam penelitian ini didasarkan pada data desain *bellcrank assembly* yang diperoleh dari PT Dirgantara Indonesia. Model terdiri dari beberapa komponen utama, yaitu *bellcrank*, *bracket*, *shaft*, *housing*, *connecting rod*, dan *wing box section*. Geometri yang digunakan merupakan representasi dari kondisi aktual tanpa dilakukan modifikasi desain. Untuk keperluan analisis numerik, model 3D disederhanakan menjadi model 2D dengan menggunakan software ANSYS Space Claim 2023. Penyederhanaan dilakukan untuk meningkatkan efisiensi komputasi tanpa mengurangi tingkat akurasi dalam analisis distribusi tegangan. Selain itu, beberapa komponen seperti *connecting rod*, baut dan *rivet* dimodelkan menggunakan *bar element* yang akan dimodelkan lebih lanjut pada tahap simulasi. Gambar 1 menunjukkan konfigurasi geometris yang digunakan dalam penelitian ini, sedangkan Gambar 2 menunjukkan hasil penyederhanaan model menjadi 2D untuk keperluan simulasi.

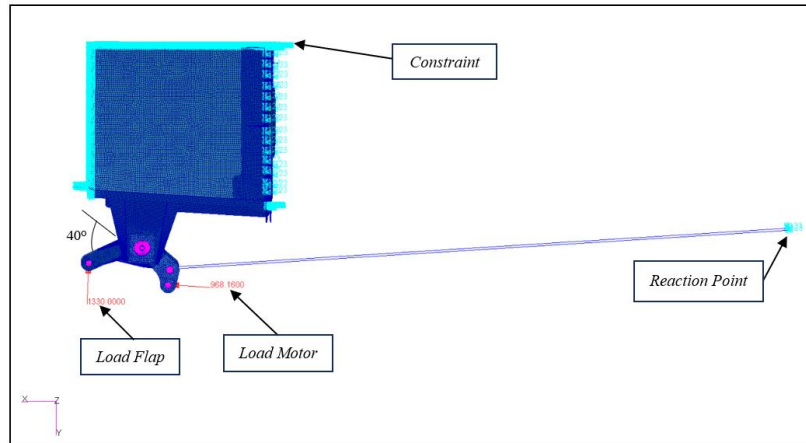


Gambar 1. Geometri 3D Bellcrank Assembly



Gambar 2. Geometri 2D Bellcrank Assembly

Pada tahap *boundary condition*, sistem *bellcrank assembly* dapat dimodelkan dengan pergerakan rotasi pada rentang 0° hingga 40° yang merepresentasikan rentang bukaan *flap* [2], dengan analisis difokuskan ketika berada di sudut 40° sebagai kondisi kritis (*critical condition*). Pada kondisi tersebut, sistem menerima beban pada mekanisme *flap* yang merepresentasikan beban aerodinamis maksimum sebesar 13300 N, serta gaya dari motor sebesar 9681,6 N. Lokasi *constraint* diterapkan pada area *wingbox section* menggunakan *fixed translational constraint*, di mana seluruh *degree of freedom* translasi (UX, UY, UZ) dikunci, sedangkan rotasi (RX, RY, dan RZ) dibiarkan bebas. Hal ini dilakukan karena *wingbox section* diasumsikan memiliki kekakuan tinggi terhadap perpindahan *translational*, namun masih memungkinkan adanya rotasi akibat fleksibilitas struktur dan kondisi sambungan. Selain itu, reaksi tumpuan dari motor direpresentasikan pada ujung *connecting rod*. Ilustrasi *boundary condition* ditunjukkan pada gambar berikut.



Gambar 3. Boundary Condition Bellcrank Assembly

Adapun beberapa jenis *material properties* yang digunakan dalam penelitian ini, dimana parameter yang menjadi input dalam simulasi disajikan pada tabel ini.

Tabel 1. Data Material Properties

Material	Young's Modulus (N/mm ²)	Poisson's Ratio
Stainless Steel 15-5PH	196500	0,27
Aluminium 2024	72400	0,33
Alumunium 7050	71010	0,33

2.2 Definisi Parameter

Analisis kekuatan struktur *bellcrank assembly* dalam studi ini menggunakan beberapa parameter seperti regangan, tegangan, *Young's modulus*, *poisson ratio*, *allowable bearing*, *allowable pull-through*, dan *margin of safety*. Regangan (ϵ) didefinisikan sebagai perbandingan antara perubahan panjang terhadap panjang awal material [8], yang dirumuskan pada Persamaan (1):

$$\epsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \quad (1)$$

Nilai tegangan dapat dihitung dengan menggunakan rumus perhitungan yang ditunjukkan pada Persamaan (2). Nilai tegangan merupakan perbandingan antara gaya yang bekerja terhadap luas penampang [8].

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (2)$$

Di mana F merupakan gaya yang bekerja pada komponen, L_0 adalah panjang awal komponen, A adalah luas penampang, dan ΔL adalah perubahan panjang akibat pembebanan [9]. Nilai *Young's modulus* (E) diperoleh menggunakan Persamaan (3).

$$E = \frac{F \cdot L_0}{A \cdot \Delta L} \quad (3)$$

Poisson's ratio (ν) diambil dari data *material properties* pada masing-masing komponen dan dinyatakan sebagai perbandingan antara regangan lateral terhadap regangan longitudinal [8], sebagaimana ditunjukkan pada Persamaan (4).

$$\nu = -\frac{\epsilon_t}{\epsilon_l} \quad (4)$$

Pada studi ini, nilai *bearing force* dan *pull-through force* pada *bellcrank assembly* diperoleh melalui simulasi numerik. Nilai tersebut kemudian digunakan untuk mengevaluasi komponen yang mengalami konsentrasi tegangan pada area lubang baut, dengan membandingkannya terhadap nilai *allowable bearing* dan *pull-through* sebagaimana ditunjukkan pada Persamaan (5) dan (6). Nilai *allowable bearing* dihitung menggunakan Persamaan (5), di mana

F_{bru} merupakan *bearing ultimate strength* dari data *material properties*, D adalah diameter lubang baut, dan t adalah ketebalan komponen [7], yang dinyatakan sebagai berikut:

$$P_{bearing} = F_{bru} \times D \times t \quad (5)$$

Allowable pull-through dihitung menggunakan Persamaan (6), di mana F_{su} merupakan *ultimate tensile strength* yang diperoleh dari data *material properties*, D_{head} adalah diameter kepala baut, dan t adalah ketebalan komponen [7].

$$P_{pull-through} = \pi \times F_{su} \times D_{head} \times t \quad (6)$$

Nilai *Margin of safety* (MoS) didapatkan dengan menggunakan Persamaan (7), di mana $\sigma_{allowable}$ merupakan tegangan izin material dan $\sigma_{applied}$ adalah tegangan kerja yang diperoleh dari hasil simulasi numerik. Nilai MoS ini digunakan untuk menentukan tingkat keamanan struktur terhadap kriteria *material failure*, *bearing*, dan *pull-through*.

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{\sigma_{applied}} - 1 \quad (7)$$

Dimana Nilai $MoS \geq 0$ menunjukkan struktur dalam kondisi aman, sedangkan $MoS \leq 0$ menunjukkan potensi kegagalan.

2.3 Simulasi Numerik

Analisis *bellcrank assembly* dilakukan menggunakan simulasi numerik FEM menggunakan *software* MSC Patran/Nastran 2020, di mana sistem persamaan kesetimbangan struktur diselesaikan oleh *solver* MSC Nastran untuk memperoleh respons berupa *displacement* sistem, distribusi tegangan *von Mises*, serta gaya *bearing* dan gaya *pull-through* pada masing-masing komponen.

2.4 Validasi

Validasi merupakan tahapan pada penelitian yang bertujuan untuk memastikan hasil simulasi mencapai tingkat akurasi dan keandalan yang diharapkan. Proses validasi dilakukan dengan membandingkan hasil simulasi FEM terhadap perhitungan teoritis (*hand calculation*) pada kondisi pembebanan yang sama. Validasi menggunakan parameter gaya reaksi pada tumpuan sebagai acuan perbandingan. Setelah dilakukan perbandingan dan perhitungan, diperoleh persentase *error* antara hasil simulasi dan perhitungan teoritis berada di bawah 5%, sehingga validasi pada studi ini dinyatakan memenuhi kriteria yang ditetapkan. Hasil validasi pada simulasi ini ditunjukkan pada Tabel 2.

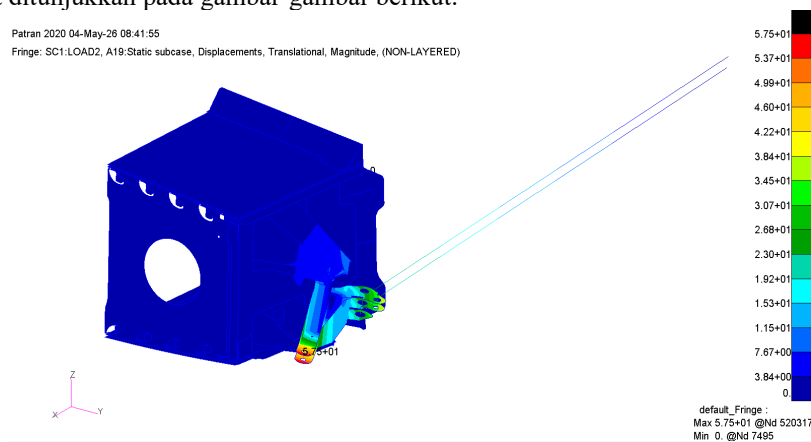
Tabel 1. Hasil Validasi Simulasi FEM dan Perhitungan Teoritis

Parameter	Simulasi FEM	Perhitungan Teoritis	Errors (%)
Gaya reaksi tumpuan (N)	38500	38430	0,18
Momen reaksi (N.mm)	276476	275958	0,19

3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Analisis Kontur Defleksi dan Tegangan *von Mises*

Karakteristik respon struktur pada *bellcrank assembly* dianalisis lebih lanjut melalui kontur defleksi, tegangan *von Mises*, serta gaya *bearing* dan *pull-through* untuk komponen yang mengalami konsentrasi tegangan pada lubang baut. Analisis ini dilakukan untuk mengevaluasi keamanan struktur berdasarkan *margin of safety* terhadap kekuatan material. Hasil analisis tersebut ditunjukkan pada gambar-gambar berikut.

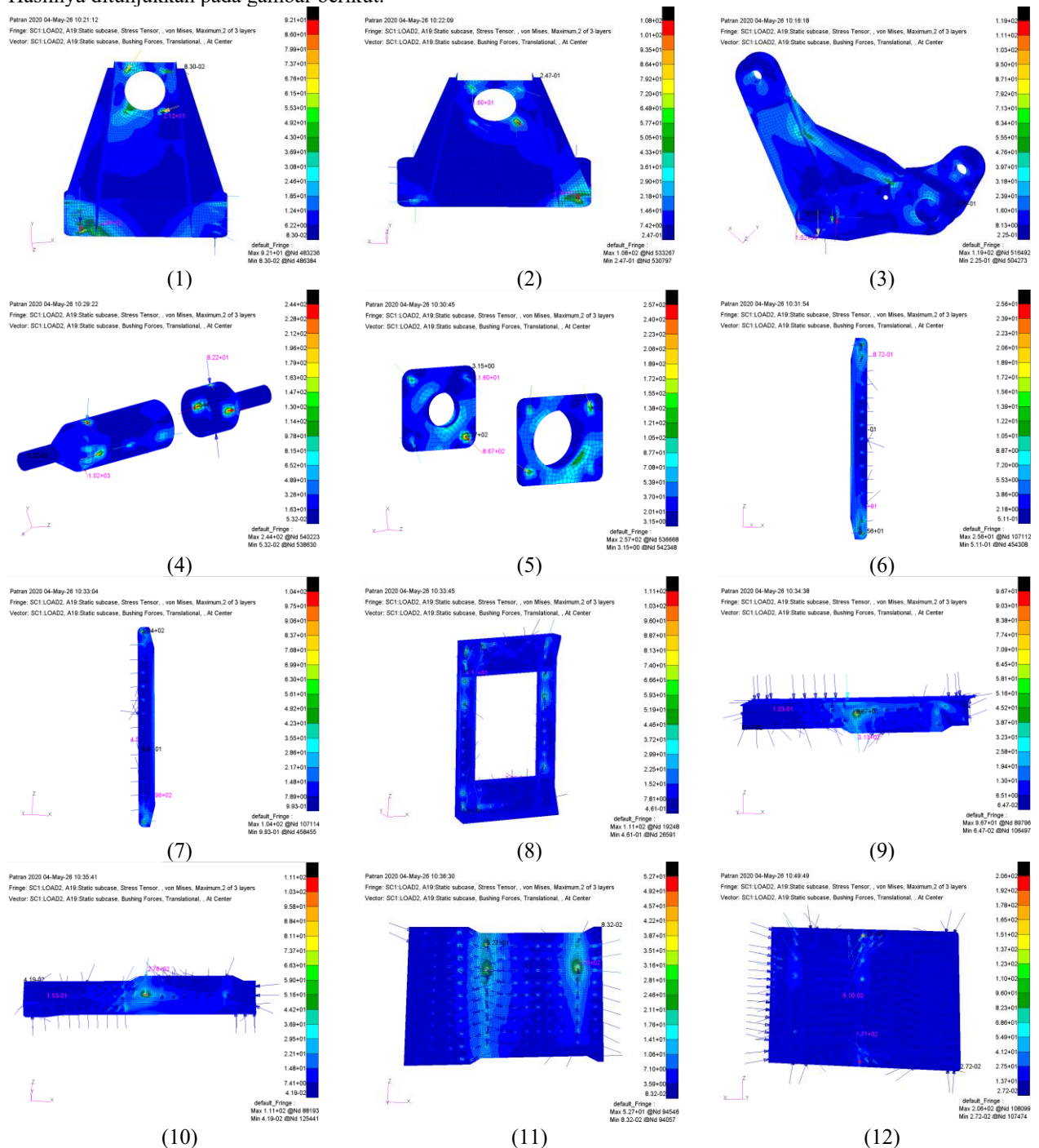


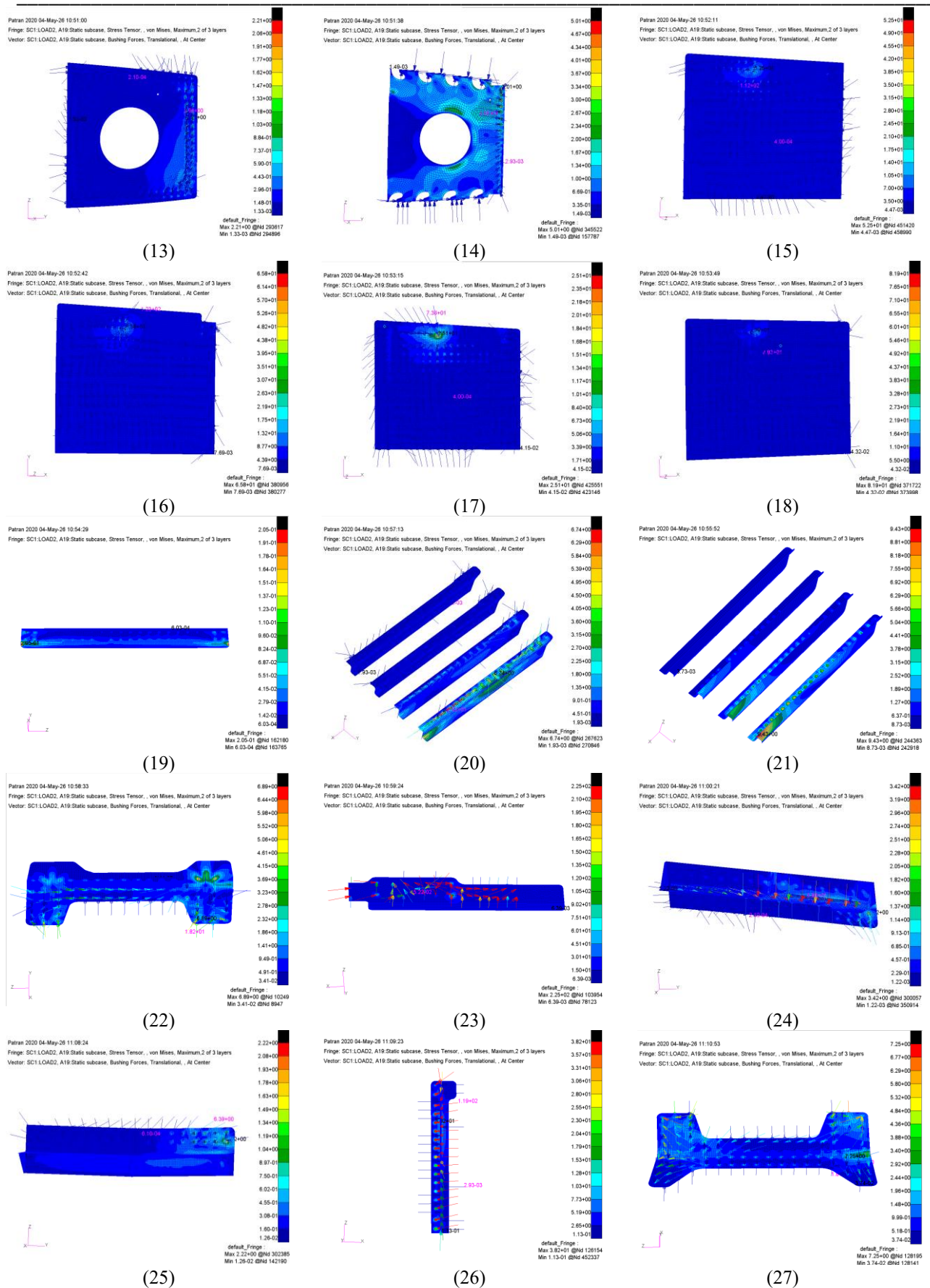
Gambar 4. Kontur Defleksi Keseluruhan *Bellcrank Assembly*

Defleksi maksimum sebesar 57,5 mm terjadi pada ujung lengan *bellcrank* akibat beban dari *flap* yang menghasilkan momen terbesar, sedangkan area *constraint* memiliki defleksi mendekati nol. Nilai defleksi ini

menunjukkan respon kekakuan struktur, sedangkan evaluasi keamanan struktur ditentukan berdasarkan *margin of safety* dari hasil tegangan *von Mises*, gaya *bearing*, dan gaya *pull-through*.

Kontur tegangan *von Mises* ditampilkan untuk seluruh komponen dalam *bellcrank assembly*. Sementara itu, nilai gaya *bearing* dan *pull-through* ditampilkan pada komponen yang mengalami konsentrasi tegangan di area lubang baut. Hasilnya ditunjukkan pada gambar berikut.





Gambar 5. Kontur Tegangan von Mises, Gaya Bearing, dan Gaya Pull-through pada Bellcrank Assembly

Visualisasi kontur tegangan *von Mises* menunjukkan distribusi tegangan pada *bellcrank assembly* akibat beban maksimum ketika kondisi *aircraft landing*. Sebagian besar area struktur didominasi oleh warna biru yang mengindikasikan tegangan relatif rendah dan merata, namun terdapat area berwarna kuning hingga merah yang menunjukkan peningkatan tegangan secara lokal. Kondisi ini mengindikasikan terjadinya konsentrasi tegangan akibat diskontinuitas geometri, terutama pada area lubang baut yang menyebabkan redistribusi aliran gaya dalam struktur[10].

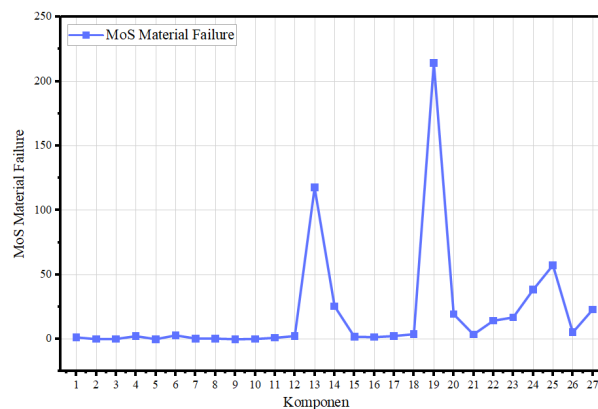
Pada sebagian besar komponen, tegangan maksimum terlokalisasi di sekitar lubang baut, yang menunjukkan bahwa area tersebut merupakan titik kritis. Kondisi ini dipengaruhi oleh perbedaan kekakuan antara *bar element* dan *shell element*, sehingga terjadi konsentrasi tegangan pada area lubang baut yang berpotensi menjadi lokasi awal kegagalan struktur. Namun demikian, pada komponen 19 dan 21, tegangan maksimum tidak terjadi di area lubang baut, melainkan tersebar pada bagian lain dari struktur, sehingga kedua komponen tersebut tidak mengalami konsentrasi tegangan pada lubang baut dan memiliki distribusi tegangan yang lebih merata.

Berdasarkan kondisi tersebut, pada komponen yang mengalami konsentrasi tegangan di lubang baut, gaya bearing dan pull-through maksimum digunakan sebagai dasar evaluasi keamanan sambungan. Gaya *bearing* merepresentasikan beban geser pada dinding lubang baut, sedangkan gaya *pull-through* merepresentasikan beban aksial yang dapat menyebabkan kegagalan di sekitar lubang. Kedua gaya tersebut digunakan untuk menghitung *margin of safety* dengan membandingkannya terhadap nilai *allowable* masing-masing kegagalan.

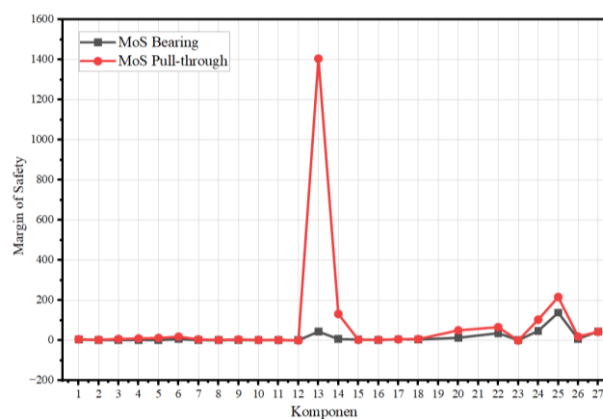
Secara keseluruhan, karena sebagian besar komponen mengalami konsentrasi tegangan di area lubang baut, evaluasi keamanan struktur difokuskan pada perhitungan *margin of safety* terhadap *material failure*, *bearing failure*, dan *pull-through failure*. Untuk komponen yang mengalami konsentrasi tegangan di lubang baut, evaluasi kegagalan material dilakukan menggunakan nilai tegangan *von Mises* pada area di luar lubang baut yang lebih representatif. Sementara itu, untuk komponen yang tidak mengalami konsentrasi tegangan di lubang baut, seperti komponen 19 dan 21, nilai tegangan maksimum dapat langsung digunakan sebagai acuan dalam perhitungan *margin of safety*.

3.2 Analisis Kekuatan Struktur Berdasarkan *Margin of Safety*

Analisis kekuatan struktur dilakukan dengan menghitung *Margin of Safety* (MoS) berdasarkan kriteria *material failure*, *bearing failure*, dan *pull-through failure*, di mana kriteria *material failure* digunakan untuk memastikan keamanan komponen terhadap beban kerja yang diterima sesuai dengan batas yang diizinkan material, sedangkan kriteria *bearing failure* dan *pull-through failure* digunakan untuk memastikan tingkat keamanan pada sambungan. Grafik MoS untuk masing-masing kriteria kegagalan ditunjukkan pada Gambar 6 dan Gambar 7.



Gambar 6. Grafik MoS Material Failure



Gambar 7. Grafik MoS Bearing dan Pull-through

Nilai MoS terhadap *material failure* pada Gambar 6 menunjukkan bahwa seluruh komponen masih berada dalam kondisi aman karena memiliki nilai $MoS \geq 0$. Nilai MoS tertinggi terdapat pada komponen 19 sebesar 214,26, diikuti oleh komponen 13 sebesar 117,62. Di sisi lain, nilai MoS terendah ditemukan pada komponen 5 dan 9 sebesar 0,07, yang menunjukkan kondisi mendekati batas aman. Sebagian besar komponen telah memenuhi kriteria keamanan, meskipun beberapa berada pada batas minimum.

Kemudian, Nilai MoS terhadap kegagalan sambungan pada Gambar 7, yaitu *bearing* dan *pull-through*, juga menunjukkan bahwa sebagian besar komponen berada dalam kondisi aman dengan nilai $MoS \geq 0$. Nilai MoS tertinggi untuk *bearing failure* diperoleh pada komponen 25 sebesar 138,2, sedangkan untuk *pull-through failure* terjadi pada komponen 13 sebesar 1404,91, yang mengindikasikan tingkat keamanan yang sangat tinggi. Namun demikian, terdapat komponen dengan nilai $MoS \leq 0$ pada kegagalan *pull-through*, yaitu komponen 12 dan 23 dengan nilai masing-masing sebesar -0,25 dan -0,45, yang secara teoritis mengindikasikan kondisi tidak aman. Nilai yang relatif kecil ini diperkirakan disebabkan oleh pendekatan analisis yang konservatif.

Secara keseluruhan, hasil analisis menunjukkan bahwa sebagian besar komponen memiliki nilai MoS yang memenuhi kriteria keamanan, dengan beberapa komponen menunjukkan nilai MoS yang tinggi pada *material failure*, *bearing failure*, maupun *pull-through failure*. Kondisi ini dapat menjadi dasar pertimbangan untuk dilakukan optimasi desain pada tahap selanjutnya, khususnya melalui pengurangan massa dengan tetap mempertahankan aspek keamanan struktur.

4. Kesimpulan

Analisis ini dilakukan untuk mengevaluasi kekuatan struktur *bellcrank assembly* melalui simulasi numerik metode elemen hingga (FEM) dengan pembebanan pada kondisi saat *aircraft landing*. Berdasarkan hasil analisis yang telah dilakukan, diperoleh beberapa kesimpulan sebagai berikut.

1. *Displacement* maksimum sebesar 57,5 mm terjadi pada ujung lengan *bellcrank* yang menerima beban dari *flap*, yang menunjukkan respon deformasi sekaligus tingkat kekakuan struktur. Oleh karena itu, perlu ditinjau apakah nilai tersebut memenuhi kriteria *performance flap*. Untuk memastikannya, diperlukan pengujian eksperimental.
2. Tegangan *von Mises* maksimum sebesar 991 MPa terjadi pada komponen 5 di area konsentrasi tegangan pada lubang baut, yang menunjukkan lokasi kritis pada struktur.
3. Hasil analisis *margin of safety* (MoS) pada rancangan awal *bellcrank assembly* menunjukkan bahwa seluruh komponen memenuhi kriteria keamanan pada kriteria *material failure* dan *bearing failure* dengan $MoS \geq 0$. Namun, pada kriteria *pull-through failure* terdapat komponen 12 dan 23 yang memiliki $MoS \leq 0$ sehingga mengindikasikan kondisi tidak aman pada kondisi pembebanan yang dianalisis dan menjadi area kritis dalam desain. Selain itu, nilai MoS yang tinggi pada beberapa komponen mengindikasikan adanya potensi optimasi desain pada tahap selanjutnya melalui pengurangan massa dengan tetap mempertahankan aspek keamanan struktur.

5. Daftar Pustaka

- [1] M. N. Abdullah and I. Maulina, "Sistem Kerja Kelistrikan pada Engine Pesawat Terbang Tipe CRJ-1000," *Elektriese J. Sains dan Teknol. Elektro*, vol. 14, no. 01, pp. 13–24, 2024.
- [2] C. Juliana Sondakh, "Sistem Kontrol Gerak Flap Otomatis Prototype Pesawat N219 Pada Saat Landing Berbasis Fuzzy Logic," *eProceedings ...*, vol. 6, no. 3, pp. 10138–10145, 2019.
- [3] S. A. Alfath and A. H. A. Rasyid, "Analisis Pembebanan Statik Dan Dinamik Pada Pengembangan Axle Main Landing Gear Pesawat Boeing 737-800 Menggunakan Pendekatan Finite Element," *J. Tek. Mesin*, vol. 6, no. 1, p. 1, 2018.
- [4] T. LIN, R. PECORA, D. CILIBERTI, W. XIA, and S. HU, "Aerodynamic optimization of an adaptive flap for next-generation green aircraft," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 37, no. 2, pp. 100–122, 2024.
- [5] R. G. Fox, *L N Troduct Ion Fto T*. 1994.
- [6] A. M. Sharma, S. Konwar Roy, A. R, and N. Das Thaikoothattil, "Structural analysis of bellcrank in a pullrod suspension system in an FSAE prototype," *J. Univ. Shanghai Sci. Technol.*, vol. 23, no. 10, pp. 236–246, 2021.
- [7] M. C.-Y. Niu, *Airframe Stress Analysis and Sizing (2nd Ed 1999)*. 1999.
- [8] W. D. Callister Jr and D. G. Rethwisch, *Material Science and Engineering An Introduction, Tenth Ed*. 2018.
- [9] X. Chen *et al.*, "Variation of Young ' s modulus suggested the main active sites for four different aging plastics at an early age time," vol. 470, no. March, 2024.
- [10] A. Rahman and I. Boem, "Numerical Study on the Performance and Failure Modes of Bolted Connections in Pultruded-Fibre-Reinforced Polymer (PFRP) Profiles," 2025.