



Structural Design Optimization of Bellcrank 3 in the N219 Aircraft Flap Flight Control System Using the Finite Element Method

Dwi Hartini^{1*}, Muhamad Irfan Bachtiar², Fajar Nugroho³, Elisabeth Anna Prattiwi⁴, Djarot Wahyu Santoso⁵

^{1,2,4,5}Department of Aerospace Engineering, Adisutjipto Aerospace Institut of Technology, Indonesia

³Department of Mechanical Engineering, Adisutjipto Aerospace Institut of Technology, Indonesia

Article Info

Article history:

Received Januari 15, 2026

Accepted Februari 9, 2026

Published Februari 13, 2026

Keywords:

*Bellcrank,
Flap control system,
Finite element method,
Structural optimization,
Margin of safety*

ABSTRACT/ABSTRAK (10 PT)

The flap control system is a critical subsystem in aircraft that directly affects aerodynamic performance and flight safety. One of the key mechanical components in this system is the bellcrank, which functions to transmit and redirect loads from the actuator to the flap mechanism. In this study, structural optimization of bellcrank 3 in the flap control system of the N219 aircraft was performed using the Finite Element Method (FEM). Three design configurations were analyzed, namely the base model, optimization model 1 with thickness reduction, and optimization model 2 with the addition of holes in non-critical areas. Structural evaluation was conducted based on mass reduction, displacement, von Mises stress, and margin of safety (MS). The simulation results show that both optimization approaches successfully reduce structural mass compared to the base model. Optimization model 1 achieves the largest mass reduction but results in higher stress levels and lower margin of safety. Optimization model 2 provides a more balanced structural performance, with stress, displacement, and margin of safety values comparable to the base model while maintaining mass reduction. All analyzed configurations exhibit positive margin of safety values, indicating that the structures remain safe under the applied operational loads. Based on the overall structural performance, optimization model 2 is considered the most suitable design for application in the flap control system of the N219 aircraft.



Corresponding Author:

Dwi Hartini,
Program Studi Teknik Dirgantara,
Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto,
Kampus Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto (ITD Adisutjipto) Yogyakarta, Jalan Janti Blok R, Lanud
Adisutjipto, Banguntapan, Bantul, Daerah Istimewa Yogyakarta 55198, Indonesia.
Email: mdwihartini@ymail.com

1. PENGANTAR

Sistem kendali penerbangan merupakan salah satu subsistem utama pada pesawat udara yang berperan langsung dalam menjaga stabilitas, manuverabilitas, serta keselamatan penerbangan pada seluruh fase operasi, mulai dari *take-off*, *cruise*, hingga *landing*. Pada pesawat N219, sistem kendali flap memiliki fungsi penting dalam meningkatkan gaya angkat (*lift*) dan mengatur karakteristik aerodinamika pesawat, khususnya pada fase lepas landas dan pendaratan. Oleh karena itu, keandalan dan efisiensi struktur komponen penyusun sistem kendali flap menjadi aspek yang sangat krusial [1].

Salah satu komponen mekanis yang berperan penting dalam sistem kendali flap adalah *bellcrank*. Komponen ini berfungsi untuk mengubah arah gaya dan meneruskan beban dari aktuator menuju mekanisme flap. *bellcrank* 3 pada sistem kendali flap pesawat N219 menerima beban operasional yang cukup signifikan sehingga harus dirancang dengan mempertimbangkan kekuatan, kekakuan, serta faktor keselamatan struktur. Di sisi lain, tuntutan industri kedirgantaraan terhadap pengurangan berat struktur (*weight reduction*) semakin meningkat guna meningkatkan efisiensi bahan bakar dan performa pesawat [2].

Metode Elemen Hingga (*Finite Element Method* atau FEM) telah banyak digunakan dalam analisis dan optimasi struktur teknik, termasuk pada struktur pesawat udara [3]. Beberapa penelitian terdahulu menunjukkan bahwa optimasi geometri menggunakan FEM mampu menurunkan massa struktur tanpa mengorbankan kekuatan dan keselamatan [4][5]. Namun demikian, kajian khusus terkait optimasi struktur *bellcrank* pada sistem kendali *flap* pesawat N219 masih terbatas [6].

Berdasarkan latar belakang tersebut, penelitian ini bertujuan untuk melakukan optimasi desain struktur *bellcrank* 3 pada sistem kendali *flap* pesawat N219 menggunakan metode elemen hingga. Inovasi dalam penelitian ini terletak pada penerapan dua pendekatan optimasi geometri, yaitu pengurangan ketebalan dan penambahan lubang pada area non-kritis, serta evaluasi komprehensif terhadap pengaruhnya terhadap massa, deformasi, tegangan, dan *margin of safety* struktur.

2. METODE PENELITIAN

2.1 Alur Penelitian

Penelitian ini dilaksanakan melalui beberapa tahapan yang tersusun secara sistematis untuk memastikan bahwa proses analisis dan optimasi struktur dapat dilakukan secara terukur dan dapat dipertanggungjawabkan secara ilmiah. Tahapan penelitian diawali dengan studi literatur yang membahas sistem kendali penerbangan pesawat, konsep *bellcrank*, serta penerapan *Finite Element Method* (FEM) dalam analisis dan optimasi struktur pesawat udara [5].

Tahap selanjutnya adalah pemodelan geometri *bellcrank* 3 beserta *upper bracket* dan *lower bracket* menggunakan perangkat lunak CATIA. Model geometri ini disusun berdasarkan data desain aktual sistem kendali *flap* pesawat N219. Model dasar (*base model*) digunakan sebagai acuan awal sebelum dilakukan modifikasi geometri pada tahap optimasi.

2.2 Model Geometri dan Konfigurasi Desain

Pada penelitian ini digunakan tiga konfigurasi desain, yaitu model dasar (*base model*), model optimasi 1 dengan pendekatan pengurangan ketebalan, serta model optimasi 2 dengan pendekatan penambahan lubang pada area non-kritis. Pendekatan pengurangan ketebalan bertujuan untuk menurunkan massa struktur secara signifikan, sedangkan penambahan lubang difokuskan pada area yang tidak dilalui jalur beban utama.

2.3 Material dan Properti Mekanik

Material yang digunakan pada seluruh model adalah Aluminium Alloy 7050-T7451 yang umum diaplikasikan pada struktur pesawat udara karena memiliki rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi serta ketahanan yang baik terhadap kelelahan [7]. Properti material diasumsikan homogen, isotropik, dan berperilaku elastis linier.

2.4 Pemodelan Elemen Hingga

Model geometri kemudian diimpor ke dalam perangkat lunak MSC Patran untuk proses *pre-processing*. Elemen solid tiga dimensi digunakan untuk merepresentasikan struktur secara detail. Ukuran mesh dipadatkan pada area yang berpotensi mengalami konsentrasi tegangan, seperti lubang baut dan daerah fillet, guna meningkatkan akurasi hasil analisis [4].

2.5 Kondisi Batas dan Pembebanan

Kondisi batas (*boundary conditions*) diterapkan sesuai dengan kondisi pemasangan aktual *bellcrank* 3 pada sistem kendali *flap* pesawat N219. Pembebanan diberikan untuk merepresentasikan gaya operasional yang diteruskan oleh aktuator *flap* selama kondisi operasi normal.

2.6 Kriteria Evaluasi

Hasil analisis dievaluasi berdasarkan beberapa parameter utama, yaitu massa struktur, perpindahan maksimum (*displacement*), tegangan *Von Mises* maksimum, serta nilai *margin of safety*. Parameter-parameter ini digunakan untuk menentukan tingkat keberhasilan optimasi desain yang dilakukan. Penelitian ini menggunakan pendekatan numerik berbasis simulasi komputer dengan metode elemen hingga. Tahapan penelitian disusun secara sistematis untuk memastikan bahwa hasil analisis dapat dipertanggungjawabkan secara ilmiah.

Tahap awal penelitian dimulai dengan studi literatur yang berkaitan dengan analisis struktur pesawat, optimasi *bellcrank*, serta penerapan FEM pada komponen kendali penerbangan [4][6]. Selanjutnya dilakukan pemodelan geometri *bellcrank* 3 beserta *upper bracket* dan *lower bracket* menggunakan perangkat lunak CATIA berdasarkan data desain aktual pesawat N219.

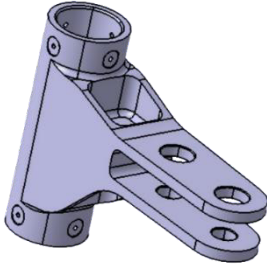
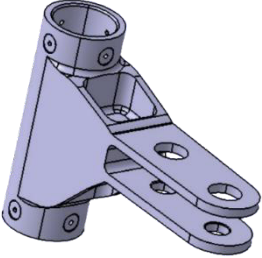
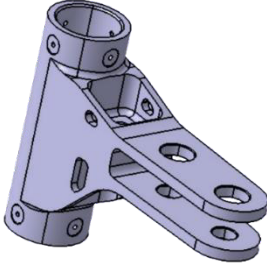
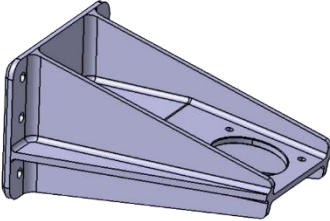
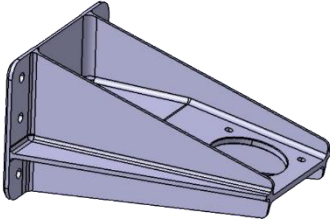
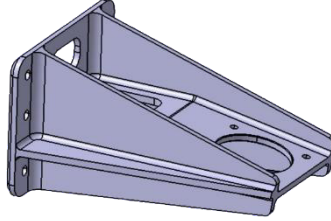
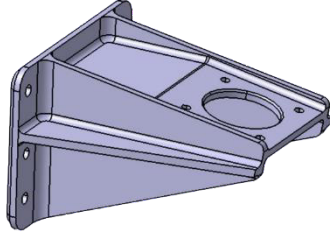
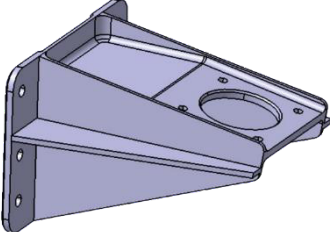
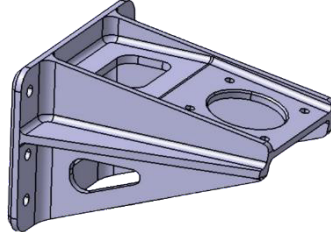
Model dasar (*base model*) digunakan sebagai acuan awal. Dua model optimasi kemudian dikembangkan, yaitu model optimasi 1 dengan pengurangan ketebalan pada bagian tertentu dan model optimasi 2 dengan penambahan lubang pada area yang tidak mengalami konsentrasi tegangan tinggi. Seluruh model kemudian diimpor ke MSC Patran untuk proses *pre-processing*, termasuk pembuatan *mesh* elemen solid tiga dimensi. Kondisi batas (*boundary conditions*) ditetapkan sesuai dengan kondisi pemasangan aktual pada struktur pesawat, sedangkan pembebanan diberikan untuk merepresentasikan gaya operasional yang diterima sistem kendali *flap*. Proses analisis struktur dilakukan menggunakan MSC Nastran untuk memperoleh hasil deformasi, distribusi tegangan *Von Mises*, serta *margin of safety* [8]. Diagram alir metode penelitian disusun untuk menggambarkan urutan proses analisis secara kronologis.

3. HASIL DAN ANALISIS

3.1 Analisis Massa Struktur

Hasil perhitungan massa menunjukkan bahwa kedua pendekatan optimasi yang diterapkan mampu menurunkan massa struktur dibandingkan dengan *base model*. Model optimasi 1 dengan pengurangan ketebalan memberikan penurunan massa paling signifikan, terutama pada *upper bracket* dan *lower bracket*. Pengurangan massa ini berkontribusi langsung terhadap peningkatan efisiensi struktur dan pengurangan berat total sistem kendali *flap*.

Tabel 1. Perbandingan Volume dan Massa

	<i>Base model</i>	<i>Optimization model 1</i>	<i>Optimization Model 2</i>
<i>Bellcrank</i>	 141,700 mm ³ 404,2 gram	 135,300 mm ³ 385,8 gram	 138,900 mm ³ 395,9 gram
<i>Upper Bracket</i>	 199,400 mm ³ 568,6 gram	 135,500 mm ³ 386,1 gram	 185,200 mm ³ 528,1 gram
<i>Lower Bracket</i>	 163,200 mm ³ 465,1 gram	 110,300 mm ³ 314,5 gram	 153,500 mm ³ 437,7 gram

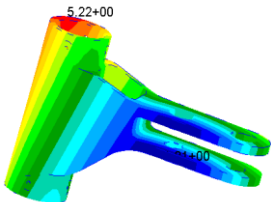
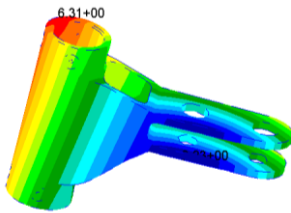
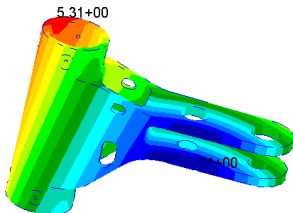
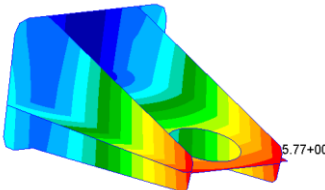
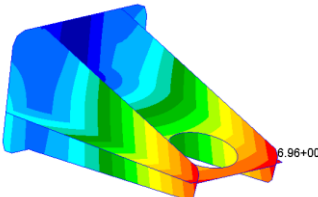
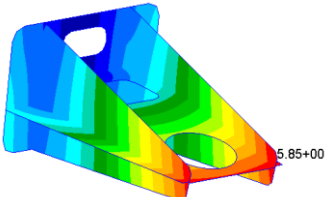
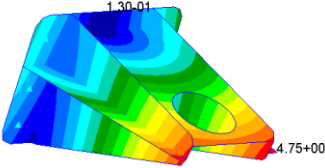
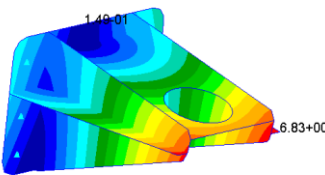
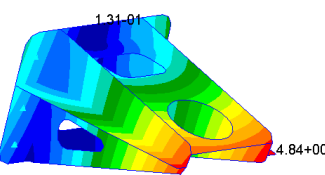
Namun demikian, pengurangan ketebalan yang terlalu agresif berpotensi menurunkan kekakuan struktur. Oleh karena itu, meskipun model optimasi 1 unggul dari sisi penghematan massa, evaluasi terhadap parameter struktural lainnya tetap diperlukan untuk memastikan bahwa desain tersebut masih memenuhi persyaratan keselamatan.

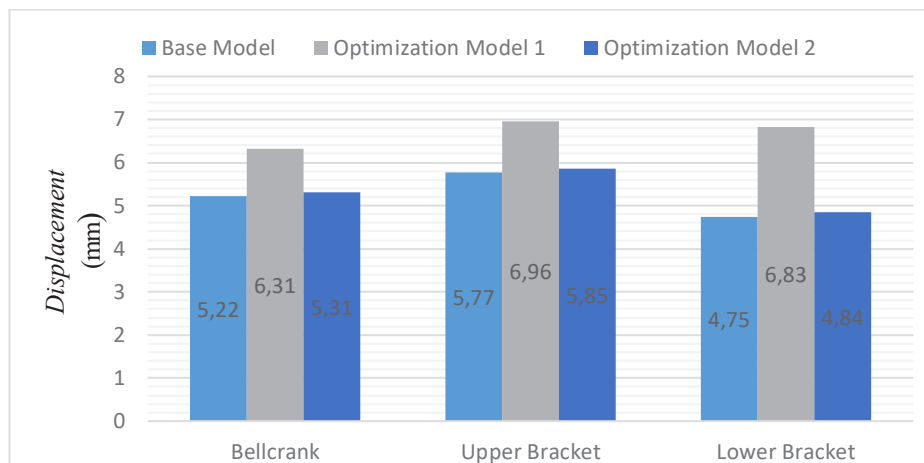
3.2 Analisis Perpindahan (*Displacement*)

Analisis perpindahan dilakukan untuk mengevaluasi tingkat kekakuan struktur akibat perubahan geometri. Hasil simulasi menunjukkan bahwa base model memiliki nilai perpindahan maksimum paling rendah, yang menandakan tingkat kekakuan struktur yang paling tinggi. Pada model optimasi 1, nilai perpindahan maksimum mengalami peningkatan yang cukup signifikan akibat pengurangan ketebalan material.

Peningkatan perpindahan ini menunjukkan bahwa struktur menjadi lebih fleksibel, yang pada kondisi tertentu dapat berdampak negatif terhadap akurasi transmisi gerak pada sistem kendali *flap*. Sebaliknya, model optimasi 2 menunjukkan peningkatan perpindahan yang relatif kecil dibandingkan base model, sehingga dapat dikatakan bahwa pendekatan penambahan lubang lebih efektif dalam menjaga kekakuan struktur.

Tabel 2. Perbandingan *Displacement*

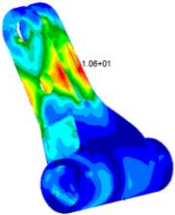
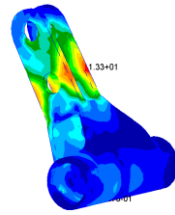
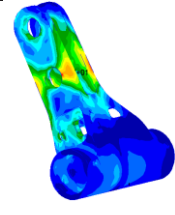
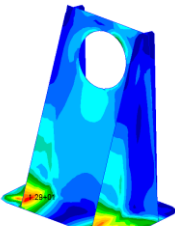
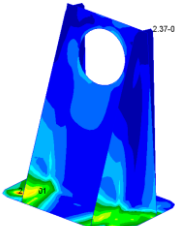
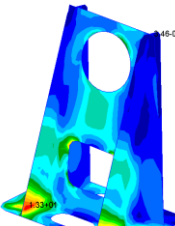
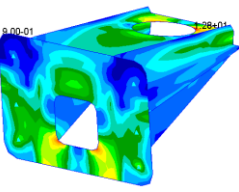
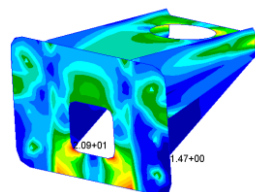
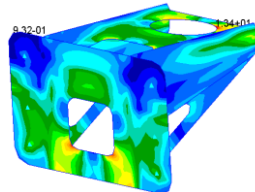
<i>Base model</i>	<i>Optimization model 1</i>	<i>Optimization Model 2</i>
 <i>Bellcrank</i> = 5,22 mm	 <i>Bellcrank</i> = 6,31 mm	 <i>Bellcrank</i> = 5,31 mm
 <i>Upper Bracket</i> = 5,77 mm	 <i>Upper Bracket</i> = 6,96 mm	 <i>Upper Bracket</i> = 5,85 mm
 <i>Lower Bracket</i> = 4,75 mm	 <i>Lower Bracket</i> = 6,83 mm	 <i>Lower Bracket</i> = 4,84 mm

Gambar 1. Perbandingan *Displacement* Berdasarkan Model Geometri

3.3 Analisis Tegangan *Von Mises*

Analisis tegangan *Von Mises* dilakukan untuk mengevaluasi kemampuan struktur bellcrank 3 beserta upper bracket dan lower bracket dalam menahan beban operasional yang bekerja selama sistem kendali flap pesawat N219 beroperasi. Analisis tegangan *Von Mises* dilakukan untuk mengevaluasi kemampuan struktur *bellcrank* 3 beserta *upper bracket* dan *lower bracket* dalam menahan beban operasional yang bekerja selama sistem kendali *flap* pesawat N219 beroperasi. Kriteria tegangan *Von Mises* digunakan karena mampu merepresentasikan kondisi tegangan multiaxial pada material daktail, sehingga umum diterapkan dalam analisis kekuatan struktur pesawat udara [9].

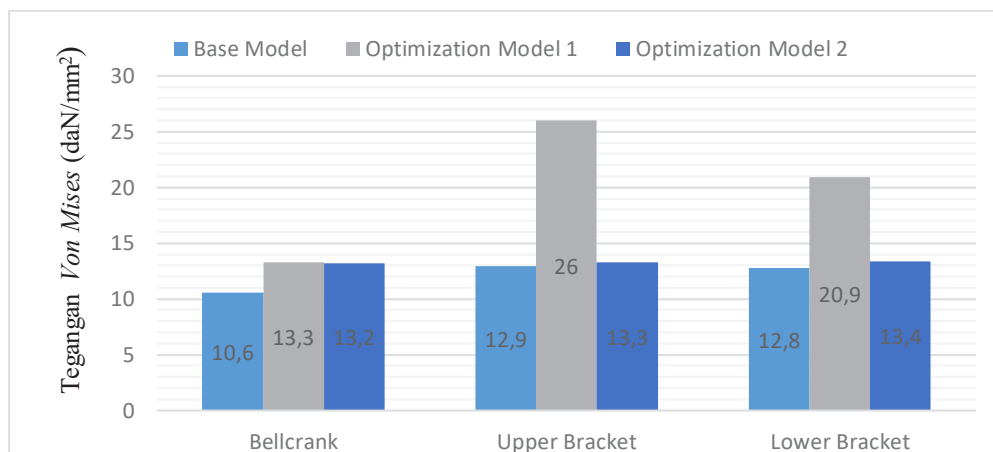
Tabel 3. Perbandingan Tegangan *Von Mises*

<i>Base model</i>	<i>Optimization model 1</i>	<i>Optimization Model 2</i>
 <i>Bellcrank</i> = 10,6 daN/mm ²	 <i>Bellcrank</i> = 13,3 daN/mm ²	 <i>Bellcrank</i> = 13,2 daN/mm ²
 <i>Upper Bracket</i> = 12,9 daN/mm ²	 <i>Upper Bracket</i> = 26 daN/mm ²	 <i>Upper Bracket</i> = 13,3 daN/mm ²
 <i>Lower Bracket</i> = 12,8 daN/mm ²	 <i>Lower Bracket</i> = 20,9 daN/mm ²	 <i>Lower Bracket</i> = 13,4 daN/mm ²

Hasil simulasi menunjukkan bahwa pada *base model*, distribusi tegangan *Von Mises* relatif merata dengan nilai tegangan maksimum terjadi di sekitar lubang baut dan daerah *fillet*. Area tersebut merupakan lokasi yang secara geometris berpotensi menimbulkan konsentrasi tegangan akibat perubahan penampang serta perubahan arah jalur beban. Meskipun demikian, nilai tegangan maksimum pada *base model* masih berada di bawah batas tegangan izin material Aluminium Alloy 7050-T7451.

Pada model optimasi 1, nilai tegangan *Von Mises* maksimum mengalami peningkatan dibandingkan dengan *base model*. Peningkatan tegangan ini disebabkan oleh pengurangan ketebalan material yang mengakibatkan berkurangnya luas penampang efektif dalam menahan beban. Konsentrasi tegangan pada model ini terlihat lebih dominan pada area sambungan dan fillet, sehingga desain dengan pengurangan ketebalan perlu dievaluasi secara lebih hati-hati apabila akan diterapkan pada kondisi operasi dengan beban yang lebih tinggi.

Sementara itu, model optimasi 2 menunjukkan distribusi tegangan yang lebih terkendali. Penambahan lubang dilakukan pada area non-kritis yang tidak dilalui jalur beban utama, sehingga tidak menyebabkan peningkatan tegangan yang signifikan. Pola distribusi tegangan *Von Mises* pada model ini cenderung menyerupai *base model*, dengan perbedaan nilai tegangan maksimum yang relatif kecil.



Gambar 1. Perbandingan Tegangan *Von Mises* Berdasarkan Model Geometri

Berdasarkan hasil analisis tersebut, dapat disimpulkan bahwa seluruh konfigurasi desain, baik *base model* maupun model hasil optimasi, masih memenuhi persyaratan kekuatan struktur. Tidak ditemukan area dengan nilai tegangan *Von Mises* yang melampaui batas tegangan izin material, sehingga dari sisi kekuatan statik, desain *bellcrank* 3 hasil optimasi dinyatakan aman untuk diaplikasikan pada sistem kendali *flap* pesawat N219.

3.4 Analisis Margin of Safety

Analisis *margin of safety* (MS) dilakukan untuk mengevaluasi tingkat keamanan struktur *bellcrank* 3 beserta *upper bracket* dan *lower bracket* terhadap beban operasional yang bekerja pada sistem kendali flap pesawat N219. *Margin of safety* merupakan parameter penting dalam analisis kekuatan struktur karena menunjukkan besarnya cadangan kekuatan struktur terhadap tegangan kerja yang terjadi. Nilai MS positif mengindikasikan bahwa struktur masih berada dalam kondisi aman, sedangkan nilai MS negatif menunjukkan potensi kegagalan struktur [8], [10].

Pada penelitian ini, analisis *margin of safety* dilakukan menggunakan pendekatan statik elastis linier, dengan asumsi material berperilaku homogen dan isotropik. Tegangan izin ditentukan berdasarkan *yield strength material*, yang secara umum digunakan sebagai batas awal terjadinya deformasi plastis pada material daktail dalam analisis mekanika bahan [11]. Pendekatan ini lazim diterapkan pada tahap evaluasi awal dan optimasi desain struktur untuk menilai kinerja relatif antar konfigurasi tanpa mempertimbangkan kondisi pembebanan ekstrem.

Margin of safety dihitung menggunakan persamaan berikut:

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma_{VM,max}} - 1$$

dengan σ_{allow} adalah tegangan izin material yang diwakili oleh *yield strength* Aluminium Alloy 7050-T7451, dan $\sigma_{VM,max}$ adalah tegangan *Von Mises* maksimum hasil simulasi metode elemen hingga.

Hasil perhitungan *margin of safety* untuk seluruh konfigurasi desain ditunjukkan pada Tabel 4.

Tabel 3. *Margin of Safety* Struktur Bellcrank dan Bracket

Komponen	Base Model	Optimization Model 1	Optimization Model 2
<i>Bellcrank</i>	41,92	33,21	33,47
<i>Upper Bracket</i>	34,27	16,5	33,21
<i>Lower Bracket</i>	34,55	20,77	32,96

Berdasarkan hasil tersebut, seluruh konfigurasi desain menunjukkan nilai *margin of safety* yang positif, yang menandakan bahwa struktur masih memiliki cadangan kekuatan yang memadai terhadap beban operasional yang dianalisis. Base model memiliki nilai *margin of safety* tertinggi, yang menunjukkan bahwa desain awal bersifat konservatif.

Pada model optimasi 1, nilai *margin of safety* mengalami penurunan dibandingkan *base model* akibat peningkatan tegangan *Von Mises* yang disebabkan oleh pengurangan ketebalan material. Meskipun demikian, nilai MS pada model ini tetap berada pada kondisi aman karena masih bernilai positif.

Sementara itu, model optimasi 2 menunjukkan nilai *margin of safety* yang relatif mendekati *base model*. Hal ini menunjukkan bahwa penambahan lubang pada area non-kritis tidak memberikan pengaruh signifikan terhadap kekuatan struktur, sehingga desain tetap aman sekaligus lebih efisien dari sisi massa.

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis struktur dan optimasi desain bellcrank 3 pada sistem kendali flap pesawat N219 menggunakan metode elemen hingga, dapat ditarik beberapa kesimpulan sebagai berikut.

1. Analisis struktur statik menunjukkan bahwa seluruh konfigurasi desain, baik base model maupun model hasil optimasi, memiliki nilai tegangan Von Mises maksimum yang berada di bawah batas tegangan izin material Aluminium Alloy 7050-T7451. Hal ini menunjukkan bahwa struktur bellcrank 3 beserta upper bracket dan lower bracket memenuhi persyaratan kekuatan statik terhadap beban operasional yang dianalisis.
2. Hasil perhitungan *margin of safety* (MS) menunjukkan bahwa seluruh komponen struktur pada setiap konfigurasi desain memiliki nilai MS positif. Nilai *margin of safety* yang diperoleh mengindikasikan bahwa struktur masih memiliki cadangan kekuatan yang memadai dan berada pada kondisi aman selama operasi sistem kendali flap pesawat N219.
3. Model optimasi 1 dengan pendekatan pengurangan ketebalan menghasilkan penurunan massa struktur yang paling signifikan. Namun, pendekatan ini menyebabkan peningkatan tegangan dan penurunan nilai *margin of safety* dibandingkan dengan base model, sehingga meskipun masih berada pada batas aman, desain ini memerlukan perhatian lebih apabila akan diterapkan pada kondisi pembebanan yang lebih tinggi.
4. Model optimasi 2 dengan pendekatan penambahan lubang pada area non-kritis menunjukkan kinerja struktural yang lebih seimbang. Nilai tegangan Von Mises, perpindahan, dan *margin of safety* pada model ini relatif mendekati base model, sementara massa struktur tetap mengalami penurunan. Hal ini menunjukkan bahwa pendekatan optimasi ini mampu menjaga tingkat keamanan struktur tanpa mengorbankan efisiensi desain.
5. Secara keseluruhan, dengan mempertimbangkan aspek pengurangan massa, kekakuan, distribusi tegangan, serta *margin of safety*, model optimasi 2 dapat dinyatakan sebagai desain yang paling optimal untuk diaplikasikan pada struktur bellcrank 3 sistem kendali flap pesawat N219 pada kondisi pembebanan statik yang dianalisis.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Megson, T.H.G. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Butterworth-Heinemann, 2017.
- [2] Bruhn, E.F. *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Jacobs Publishing, 1973.
- [3] Niu, M.C.Y. *Airframe Structural Design*. Conmilit Press, 1999.
- [4] Cook, R.D. et al. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*. Wiley, 2007.

- [5] Zienkiewicz, O.C. & Taylor, R.L. The Finite Element Method. Elsevier, 2013.
- [6] Torenbeck, E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft University Press, 1982.
- [7] MIL-HDBK-5H. Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures. DoD, 1998.
- [8] MSC Software. MSC Nastran Linear Static Analysis User's Guide, 2022.
- [9] Callister, W.D. Materials Science and Engineering: An Introduction. Wiley, 2018.
- [10] Anderson, J.D. Introduction to Flight. McGraw-Hill, 2016.
- [11] Gere, J.M. & Timoshenko, S.P. Mechanics of Materials. Cengage Learning, 2012