



Pengembangan Sistem Aileron Pesawat Terbang Berbasis Elektromekanik

Bangkit Tri Susilo^{1,2}, Edy Suwondo¹ & Taufiq Mulyanto¹

¹Kelompok Keilmuan Desain, Operasi dan Perawatan Pesawat Terbang, Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung

²Departemen Rancang Bangun Struktur, Divisi Pusat Teknologi dan Rancang Bangun, PT. Dirgantara Indonesia

*Email: bangkids@gmail.com, 23621307@mahasiswa.itb.ac.id, bangkit@indonesian-aerospace.com.

Abstract. *More Electric Aircraft (MEA)* dan *Zero Emission Aircraft (ZEA)* adalah masa depan pengembangan pesawat terbang, hingga saat ini MEA dan ZEA belum mendapat sertifikasi tipe dari regulator kelaikan udara. Berdasarkan kondisi tersebut, pada penelitian ini akan dilakukan studi terkait penggunaan sistem elektromekanik pada kendali aileron pesawat terbang. Penelitian ini dimulai dengan memilih pesawat yang memenuhi regulasi *Civil Aviation Safety Regulation (CASR) 23*, yang kemudian sistem kendali aileron pesawat yang ada diganti dengan sistem berbasis elektromekanikal. Proses ini mencakup analisis kehandalan sistem menggunakan *Fault Tree Analysis FTA*. Kemudian analisis daya dan berat dilakukan untuk memastikan sistem yang baru dapat diterapkan. Pada akhir studi ini, didapatkan hasil analisis kegagalan sistem menunjukkan bahwa arsitektur yang diusulkan memiliki tingkat kegagalan sekitar 9.324×10^{-8} pada kondisi *loss of aileron control* dan 1.09×10^{-10} pada kondisi *aileron hard over* dan hasil tersebut sudah memenuhi persyaratan regulasi. Analisis daya menunjukkan bahwa daya yang diperlukan hanya 1667,8 Watt, sehingga daya yang tersedia pada pesawat masih mencukupi. Namun, analisis berat menunjukkan bahwa sistem elektromekanikal yang baru lebih berat sekitar 35,7% dibandingkan sistem mekanikal yang digunakan sebelumnya.

Kata Kunci: *aileron, aktuator, elektrik, elektromekanikal*

1 Pendahuluan

Kebutuhan akan transportasi udara regional yang dapat menghubungkan daerah terpencil menjadi dasar atas banyaknya pesawat udara penumpang kecil (CASR 23) yang beroperasi di Indonesia. Pesawat-pesawat tersebut pada umumnya menggunakan sistem kendali mekanikal yang terkenal berat dan kurang responsif. Penggunaan sistem elektromekanikal pada kendali pesawat udara penumpang kecil akan menggunakan aktuator jenis elektromekanik. Pada konsep ini, sistem kendali pesawat berubah menjadi tenaga listrik, yang awalnya

menggunakan tipe energi lain seperti mekanikal dan hidraulik [1]. Seiring berjalannya waktu, perkembangan aktuator elektromekanikal terus berkembang, mulai dari ukuran yang besar menjadi lebih kecil dan ringan serta memiliki tenaga yang besar. Saat ini penggunaan aktuator elektromekanikal pada pesawat udara penumpang kecil masih terbatas pada kendali sekunder (flaps, slats dan spoiler) [2]. Adapun tujuan dalam penelitian ini adalah merancang arsitektur sistem kendali aileron yang memenuhi kriteria kehandalan dan regulasi kelaikudaraan. Fokus penelitian ini adalah pesawat penumpang kecil, dan memusatkan pada tahap awal desain serta metode analisis kegagalan sistem menggunakan Fault Tree Analysis (FTA). Aspek lain di luar ruang lingkup ini tidak menjadi bagian dari penelitian.

2 Metodologi

2.1 Perancangan Konseptual Sistem Kendali Aileron

Peneliti membagi konsep desain menjadi tiga bagian, bagian pertama adalah bagian input dimana bagian ini menerima masukan dari pilot melalui tuas kendali, kemudian sensor mengubah gerakan menjadi sinyal digital untuk diteruskan ke bagian proses. Bagian proses memiliki komponen elektronik untuk memproses sinyal input menjadi perintah digital. Bagian output menggunakan aktuator elektrik untuk meneruskan perintah dari proses dan menggerakkan kontrol permukaan secara mekanis.

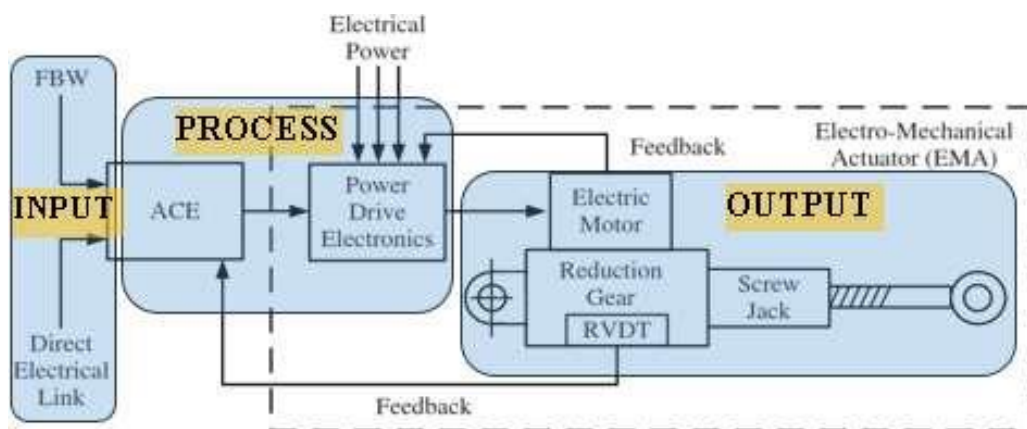


Figure 1 Skema proses pergerakan bidang kendali [3]

konsep desain yang dipertimbangkan, telah dihasilkan desain arsitektur sistem kendali aileron berbasis elektromekanikal pada tahap konseptual, yang dapat dilihat dalam Figure 2.

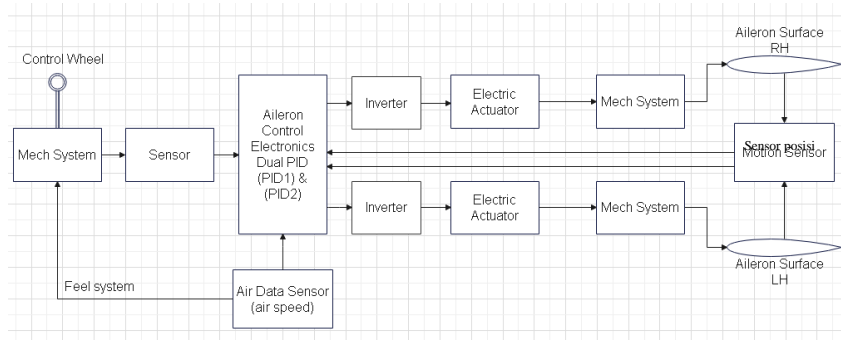


Figure 2 Diagram blok sistem elektromekanikal

Diagram blok sistem aileron elektromekanikal menunjukkan alur skematik jelas. Input dari pilot ke sensor melalui sistem mekanikal. Sensor RVDT mengubah wheel deflection (75 derajat) menjadi sinyal analog yang diatur ACU untuk aileron kiri dan kanan. Sinyal tersebut diteruskan ke Electromechanical Actuators (EMA) melalui inverter untuk mengubah arus (DC) menjadi arus bolak-balik (AC). EMA menggerakkan aileron surface melalui mekanisme mekanik. Pemilihan EMA sebagai aktuator linier mempertimbangkan keterpaduan dengan sistem mekanikal pada control surface dan ketersediaan ruang pesawat.

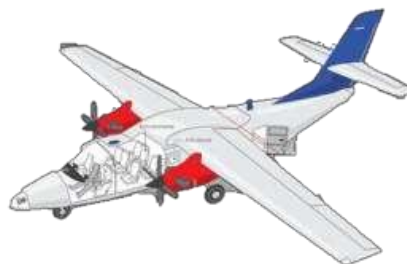


Figure 3 Integrasi konsep desain.

Integrasi konsep desain ini mengubah sistem penggerak dari pulley, quadrant, dan cable menjadi EMA, bellcrank, dan rod, membentuk sistem aileron berbasis elektromekanikal yang tergambar dalam Figure 3.

2.2 Worst Case dan Fault Tree Analysis

Fault Tree Analysis (FTA) digunakan untuk analisis keandalan sistem kendali aileron elektromekanikal. Setelah menetapkan fungsi sistem, *Failure Hazard*

Analysis (FHA) mengidentifikasi dua mode kegagalan krusial *loss of aileron control* dan *aileron control hardover*. Langkah ini penting dalam memahami potensi kegagalan sistem, mengidentifikasi penyebab potensial, dan meminimalkan risiko dalam desain. Probabilitas kegagalan komponen ditetapkan dari data NPRD-95 [4] untuk mengevaluasi reliabilitas sistem berdasarkan model desain terdokumentasi.

Table 1 Reliability Prediction for each component by NPRD-95

No	Components	Probability of Failure (per Flight Hour)
1	Control Wheel	1.17×10^{-4}
2	RVDT Sensor	3.94×10^{-6}
3	Static Inverter	5.08×10^{-6}
4	Aileron Electronics Computer	3.06×10^{-6}
5	Electromechanical Actuators	9.62×10^{-5}
6	Control Surface Mechanism	5.25×10^{-5}

Analisis FTA sistem kendali aileron menunjukkan angka risiko *loss of aileron control* sebesar 9.324×10^{-8} , memenuhi batasan yang diizinkan ($< 10^{-7}$). Meskipun aileron tetap dapat dikendalikan untuk pendaratan aman, evaluasi lebih lanjut diperlukan untuk mengidentifikasi penyebab dan perbaikan dalam desain sistem guna memenuhi standar keselamatan.

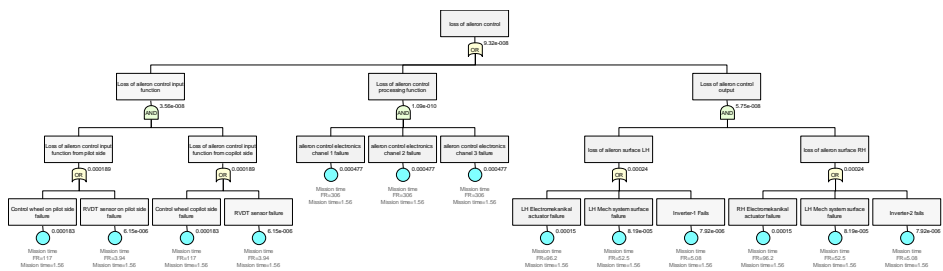


Figure 4 FTA mode loss of aileron control

Analisis FHA menemukan bahwa modus kegagalan aileron control hardover bersifat Catastrophic ($< 10^{-9}$), yang disebabkan oleh potensi kontrol surface mengalami runaway akibat komponen elektrik dan komputer dalam sistem kendali aileron elektromekanikal.

Dalam FTA yang menekankan pada kasus aileron hardover ini, fokus diberikan pada komponen backup Aileron Control Unit (ACU). Desain arsitektur mencakup tiga komponen ACU sebagai sistem backup. Namun, dengan desain arsitektur triplex, angka probabilitas kegagalan sistem ACU tercatat sekitar 1.09×10^{-10} , per jam penerbangan, memenuhi batasan yang diizinkan untuk kegagalan

catastrophic dalam sistem kendali penerbangan aileron. Berikut Gambar FTA untuk mode kegagalan aileron control hardover.

FHA menemukan kegagalan aileron control hardover Catastrophic ($< 10^{-9}$). disebabkan potensi runaway kontrol surface dari komponen elektrik dan komputer. FTA fokus pada backup Aileron Control Unit (ACU) dengan desain triplex, probabilitas kegagalan sistem ACU mencapai sekitar 1.09×10^{-10} , per jam penerbangan, memenuhi batasan kegagalan catastrophic dalam system kendali aileron. Lihat Gambar FTA untuk mode kegagalan aileron control hardover.

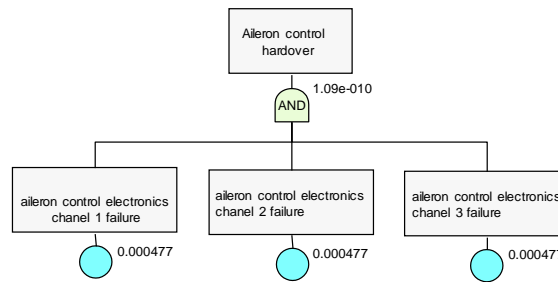


Figure 5 Mode aileron control hardover

Dengan demikian ketersediaan daya pada pesawat adalah sebesar 4060-Watt dan 145A, sehingga desain sistem aileron berbasis elektromekanikal yang baru tidak boleh melebihi kondisi daya ini.

2.3 Prediksi Berat Komponen

Gaya yang diperlukan pada kondisi dinamik lebih besar sesuai dengan pengaruh inersia dan faktor-faktor lainnya. Sebagai spesifikasi, gaya maksimum yang digunakan adalah 1312 N saat berada dalam kondisi dinamik. Selanjutnya, perhitungan panjang stroke aktuator dilakukan menggunakan rumus yang melibatkan beban aerodinamik dan defleksi maksimum aileron, dengan menggunakan beberapa persamaan sebagai berikut:

$$H = FS \sin \theta \tag{1}$$

Nilai hinge momen diperoleh dari persamaan berikut:

$$H = Cha q Sa Ca$$

Dimana:

$$Cha = Cho + Ch\alpha \cdot \alpha + Ch\delta a \cdot \delta a + Ch\delta t \cdot \delta t$$

$Ch_{\delta t}$ =Tab hinge moment coefficient
 δa =Aileron deflection (deg)
 δt =Tab deflection (deg)
 q =Dynamic pressure= $1/2 \rho V^2$
 S_a =Area of the aileron aft of the hinge line (m^2)
 C_a =Average chord of the aileron aft of the hinge line (m)

Prediksi perhitungan hinge moment aileron, berdasarkan persyaratan kritis stabilitas dan kontrol persyaratan roll rate dimana:

$$\delta a = 2^\circ, V = VMO = 220 \text{ KEAS}, \delta f = 0^\circ, \alpha = -1^\circ$$

$$\text{Weight (1.250EW)} = 11811 \text{ lb},$$

Maka diperoleh $Hm = 130 \text{ Nm}$, $F = 1312 \text{ N}$, dan $\theta = 20^\circ$, maka nilai S sekitar 290 mm.

Setelah mendapatkan stroke aktuator, selanjutnya mencari kebutuhan daya aktuator. Dengan cara mencari usaha W terlebih dahulu, dengan menggunakan rumus:

$$W = F \times S \quad (2)$$

Jadi, jika $F = 1312 \text{ N}$ dan $S = 290 \text{ mm} = 0.29 \text{ m}$, usaha yang dilakukan oleh gaya sebesar 1312 N terhadap benda yang bergerak sejauh 0.29 m adalah sekitar 381 Joule.

Tentu, kita dapat menggunakan rumus untuk menghitung daya P berdasarkan usaha W dan waktu t :

$$P = \frac{W}{t} \quad (3)$$

Dalam kondisi ini nilai t diperoleh dari perbandingan antara defleksi maksimum aileron sebesar 20° , dengan referensi yakni sebesar 60° [5]. Kita sudah menghitung usaha sebelumnya $W = 381 \text{ Joule}$, sekarang, kita bisa menggunakan rumus ini untuk menghitung daya P jika waktu t adalah $1/3$ detik. Dan, dengan usaha W sebesar 381 Joule dan maka daya P yang dihasilkan adalah sekitar 1143 Watt.

Table 2 Spesifikasi aktuator

No	Spesifikasi Aktuator	Nilai	Satuan
1	Gaya	1312	Newton
2	Stroke	290	milimeter
3	Daya	1143	Watt
4	Arus	41	Ampere

Berdasarkan data berat sistem kendali aileron pesawat yang ada, diperoleh informasi sebagai berikut.

Table 3 Berat sistem aileron berbasis mekanikal

Aileron Control System Installation	Berat (Kg)
Cable Assy	0.320
Cable Assy	0.351
Cable Assy	0.315
Cable Assy	0.284
Cable Assy (2)	0.405
Cable Assy (2)	0.415
Cable Assy (2)	0.959
Cable Assy (2)	0.949
Special Rod Assy	0.321
Quadrant Forward Installation	1.210
Pulley Installation	0.380
Pulley Installation	0.471
Pulley Installation	0.558
Pulley Installation	0.476
Fairlead Installation on Fuselage	0.068
Fairlead Installation on Wing (2)	0.334
Pulley Installation	0.583
Aft Quadrant Left Installation	0.818
Control Rod Assy	0.317
Aft Quadrant Right Installation	1.139
Pulley Bracket Installation (2)	0.600
Pulley Bracket Installation (2)	0.815
Pulley Bracket Installation (2)	0.724
Bellcrank and Quadrant Installation (2)	2.021
Bellcrank Output Installation (2)	0.894
Control Rod Assy (2)	0.492
Aileron Trim Tab Installation	0.830
Aileron Servo Tab Installation (2)	0.640
Standard Part	0.326
Harness Aileron Trim System 1 (G12I)	0.11
Harness Aileron Trim System 2 (G22I)	0.11
Harness Aileron Trim System 3Fg22Iig12I/G42I\	0.52
Harness Aileron Trim System 4	0.97
Total Berat	19.725

Berdasarkan data diatas diketahui bahwa berat sistem aileron pesawat berbasis mekanikal memiliki berat kurang lebih sebesar 19.7 Kg. Hal ini yang akan dicoba dibandingkan dengan sistem aileron berbasis elektromekanikal.

Dari identifikasi komponen yang telah dilakukan, spesifikasi berat diperoleh melalui data sheet yang disediakan oleh manufaktur komponen tersebut, serta melalui penggunaan perangkat lunak CATIA.

Table 4 Berat sistem berbasis elektromekanikal

Aileron Control System Installation Elektromekanikal	Berat (Kg)
Pegas Spiral (2)	0.004
Bracket (2)	0.11
RVDT Sensor (2)	0.7
Aileron Computer Unit ACU (3)	7.77
Inverter (2)	14.252
Aktuator (2)	2.4
Bellcrank (2)	0.46
Rod Assy (2)	0.116
Harness Aileron System	0.97
Total Berat	26.782

Setelah dilakukan perhitungan diperoleh berat sistem aileron berbasis elektromekanikal secara keseluruhan adalah sebesar 26.782 Kg.

3 Analisis Hasil

Pada awal desain, pemilihan sebuah ACU sebagai unit pemroses sinyal input dan output tidak memenuhi persyaratan desain saat dilakukan analisis FTA. Iterasi desain dilakukan dengan penambahan ACU pada proses, yang pada iterasi ketiga berhasil memenuhi angka reliabilitas standar keamanan CASR23. Analisis FHA mengidentifikasi kegagalan aileron control hardover sebagai kegagalan catastrophic. Dalam FTA, desain arsitektur triplex dengan tiga komponen ACE sebagai backup berhasil mencapai angka probabilitas kegagalan sistem yang sesuai dengan regulasi untuk kegagalan aileron control hardover dalam penerbangan.

Setelah identifikasi seluruh komponen sistem aileron, langkah selanjutnya melibatkan analisis kebutuhan daya untuk memastikan kecukupan daya listrik yang dibutuhkan. Data Keputusan daya sistem aileron termuat dalam Table 5, yang mencakup sensor, ACU, dan aktuator dengan total daya sistem mencapai 2389.8 Watt. Kebutuhan daya ini memainkan peran sentral dalam proses perancangan, pembangunan, dan pemeliharaan sistem agar beroperasi optimal. Berdasarkan perhitungan ketersediaan daya yang tersedia sebesar 4060-Watt dikurangi total kebutuhan daya sistem, diperoleh sisa daya pesawat sebesar 1670.2 Watt. Dengan demikian, penambahan sistem aileron berbasis elektromekanikal pada pesawat dapat dilakukan tanpa kekhawatiran akan

kekurangan daya, menyisakan cadangan daya yang cukup sebesar 1670.2-Watt untuk sistem baru tersebut.

Table 5 Kebutuhan daya sistem aileron

No	Komponen	Kebutuhan Daya (W)	Jumlah	Total Daya (W)
1	Sensor	1.5	2	3
2	ACU	33.6	3	100.8
3	Aktuator	1143	2	2286
TOTAL DAYA SISTEM (Watt)				2389.8

Setelah melakukan identifikasi komponen dan berat pada sistem aileron berbasis mekanikal dan elektromekanikal, dilakukan perbandingan berat kedua sistem tersebut. Data perbandingan berat sistem aileron menunjukkan hasil yang mengejutkan; sistem aileron berbasis elektromekanikal memiliki berat yang lebih besar dibandingkan dengan sistem aileron berbasis mekanikal. Berdasarkan data, berat sistem aileron berbasis mekanikal adalah 19.725 Kg, sementara sistem aileron berbasis elektromekanikal mencapai 26.782 Kg. Perhitungan persentase perbedaan berat dilakukan dengan mengurangi berat sistem elektromekanikal dari berat sistem mekanikal, menghasilkan perbedaan sebesar 7.057 Kg. Dengan menggunakan rumus persentase perbedaan, diperoleh hasil sebesar 35.75%. Penemuan ini menarik karena sebelumnya sistem aileron berbasis elektromekanikal diharapkan memiliki berat yang lebih ringan daripada sistem mekanikal. Namun, hal ini dikarenakan komponen elektromekanikal yang terpasang memiliki dimensi dan berat yang lebih besar. Faktor lain yang berkontribusi adalah kebutuhan akan aktuator yang spesifik, memerlukan tambahan komponen seperti inverter yang menyumbang sekitar 87.91% dari total berat sistem aileron.

4 Kesimpulan

Berdasarkan nilai yang diperoleh dari spesifikasi aktuator elektrik, yakni gaya sebesar 1312 Newton, stroke sepanjang 290 milimeter, daya 1143 Watt, dan arus 41 Ampere, serta hasil simulasi numerik karakteristik dinamik system elektromekanikal yang menunjukkan stabilitas dalam waktu 1.08 detik dengan respons cepat terhadap input gaya aktuator dalam waktu kurang dari 1.04 detik, bersamaan dengan perubahan transien berupa overshoot sebesar 4.3% dan undershoot sebesar 0.2%. Perbedaan berat antara sistem aileron berbasis mekanikal dan elektromekanikal sekitar 35.75%, dimana sistem aileron elektromekanikal memiliki berat lebih besar dibandingkan sistem mekanikal. Dalam konteks pengembangan, kinerja responsif dan stabilitas sistem elektrik telah terverifikasi, namun peningkatan berat pada sistem aileron

elektromekanikal perlu diperhitungkan dalam desain untuk memastikan efisiensi keseluruhan sistem.

5 Referensi

- [1] Sarlioglu, B. & Morris, C., *More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft*, IEEE Transactions on Transportation Electrification, **1**(1), pp. 54-64, 2015.
- [2] Giangrande, P., Galassini, A., Papadopoulos, S., Al-Timimy, A., Calzo, G.L., Degano, M., Galea, M., & Gerada, C., *Considerations on the Development of an Electric Drive for a Secondary Flight Control Electromechanical Actuator*, IEEE Transactions on Industry Applications, **55**(4), pp. 3544-3554, 2019.
- [3] Moir, I., & Seabridge, A.G, *Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration*, Wiley, 2008.
- [4] *Nonelectronic Parts Reliability Data*, Reliability Analysis Center, 1996
- [5] Chakraborty, I., Mavris, D. N., Emeneth, M., & Schneegans, A, *A Methodology for Vehicle and Mission Level Comparison of More Electric Aircraft Subsystem Solutions: Application to the Flight Control Actuation System*, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, **229**(6), pp. 1088–1102. <https://doi.org/10.1177/0954410014544303>, 2015