

# Zero Output Voltage Pada Starter Generator Pesawat Atr 72-600

Akhmad Mashuri<sup>1</sup>, Sumpena<sup>2</sup>, Bakti Yulianti<sup>3</sup>

<sup>1,2,3</sup>Fakultas Teknologi Industri, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma

<sup>1</sup>Akhmadmashuri13@gmail.com;

<sup>2</sup>Sumpena@gmail.com,

<sup>3</sup>yuliantibekti@gmail.com;

**Abstrak** — Seluruh sistem kelistrikan pesawat atr 72-600 dibagi menjadi 2 yaitu sistem listrik AC dan DC. Salah satu sumber penghasil sistem listrik utama yaitu starter generator yang berfungsi untuk menghidupkan *engine* dan membangkitkan tenaga yang merubah tenaga listrik menjadi tenaga mekanik serta secara otomatis akan berubah menjadi generator dc sebagai penghasil daya listrik yang dibutuhkan oleh pesawat. *Starter generator* dapat mengalami kerusakan (*zero output voltage*) dimana kerusakan ini akan berpengaruh kepada distribusi listrik pada pesawat, karena salah satu penghasil sumber listrik mengalami kegagalan. penelitian ini dilakukan melalui proses troubleshooting pada generator dan menganalisis total beban daya listrik yang dibutuhkan pesawat selama beroperasi. Data yang didapat akan diolah sesuai dengan perhitungan *variable* yang diinginkan. berdasarkan hasil penelitian didapatkan bahwa penyebab terjadinya *zero output voltage* pada *starter generator* dc diakibatkan oleh ausnya brush yang terus terkikis selama terus beroperasinya generator. Berdasarkan hasil perhitungan bahwa beban puncak pada pesawat terjadi pada saat fase *cruise* sebesar 20,28 kw. ketika salah satu generator mengalami kegagalan maka beban puncak daya pada pesawat akan ditampung oleh generator 2 dan tru sebesar 20,4 kw, dengan demikian hilangnya sumber daya listrik pada salah satu generator tidak berpengaruh terhadap penerbangan pesawat, tanpa pengurangan beban dan tanpa pendaratan darurat.

**Kata Kunci:** *Starter Generator*, Atr 72-600, *Zero Output Voltage*, Daya Listrik, Tru

## 1. PENDAHULUAN

Pesawat ATR 72-600 merupakan jenis pesawat dengan mesin twin-turboprop (mesin baling-baling) yang dikembangkan dan diproduksi di Prancis dan Italia oleh produsen pesawat ATR (*Aerei da Trasporto Regionale or Avions de Transport Regiona*). Pesawat jenis ATR dapat beroperasi di landasan pacu yang pendek. sistem kelistrikan pesawat ATR 72-600 dibagi menjadi 2 yaitu ada sistem listrik AC (*Alternating Current*) 28 Volt AC dan listrik DC (*Direct Current*) 115 Volt DC [1].

Salah satu sumber penghasil sistem listrik utama pada pesawat ATR 72-600 adalah *starter generator* (DC generator). *Starter Generator* adalah sebuah mesin DC yang berperan sebagai motor pada saat menghidupkan *engine* dan akan menjadi DC generator pada saat mencapai kecepatan tertentu [3]. Fungsi dari *Starter generator* adalah untuk mengaktifkan *engine*, membangkitkan tenaga yang merubah energi listrik menjadi energi mekanik serta secara otomatis akan berubah

menjadi generator dc sebagai penghasil daya listrik yang dibutuhkan oleh pesawat.

*Starter Generator* dapat mengalami kerusakan yang disebut dengan *zero output voltage*. Permasalahan *Zero Output Voltage Generator* pada sistem *starter generator* ini merupakan indikasi terjadinya kegagalan sehingga tidak adanya *supply* tenaga listrik untuk pesawat. Dengan adanya permasalahan tersebut akan berdampak pada operasional pesawat. *Zero Output Voltage* dapat terjadi disebabkan karena tekanan yang dihasilkan oleh *brush spring* mengalami kekenduran sehingga

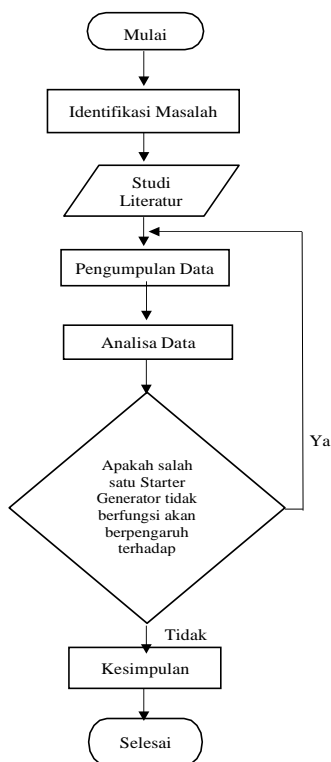
*brush* yang ditekan oleh *brush spring* tidak menyentuh *commutator* secara sempurna.

Menindaklanjuti dampak permasalahan apabila terjadi *Zero Output Voltage* maka dapat dianalisa dengan menghitung beban daya listrik yang dibutuhkan oleh sistem pesawat ATR 72-600. Dengan perhitungan tersebut akan diketahui apakah kerusakan pada salah satu generator akan berpengaruh terhadap penerbangan seperti pengurangan beban pesawat dan harus melakukan pendaratan darurat atau dapat melanjutkan penerbangan hingga tujuan.

## 2. METODE PENELITIAN

### 2.1. Desain Penelitian

Penelitian dilakukan dengan mengidentifikasi kerusakan pada *Startergenerator*. Menentukan perbaikan yang efektif sesuai *maintenance manual book*. Sehingga, dapat dianalisa dengan mengacu pada studi lapangan dan studi pustaka yang ada.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

### 2.2. Populasi dan Sampel/ Lokus/ Objek Penelitian

Proses pengambilan data dilakukan dengan metode kualitatif dan kuantitatif. Dalam penelitian kualitatif, pengumpulan data dilakukan pada natural setting (kondisi yang alamiah), sumber data primer dan teknik pengumpulan data lebih banyak berperan pada observasi (*participant observation*), wawancara mendalam (*in depth interview*). Sedangkan penelitian kuantitatif merupakan pendekatan untuk menguji teori objektif dengan menguji hubungan antar *variable*.

### 2.3. Instrumen Penelitian

Pada penelitian ini instrument yang dipergunakan untuk pengumpulan data menggunakan metode wawancara dan survey lapangan serta pengumpulan data. Metode wawancara digunakan sebagai teknik pengumpulan data awal untuk menemukan permasalahan yang harus diteliti. Survey lapangan dilakukan melalui pengamatan secara langsung terhadap objek penelitian dan pengumpulan data untuk proses analisa terhadap objek penelitian tersebut.

## 2.4. Teknik Analisis

Proses analisa menggunakan teori dasar segitiga daya yaitu daya aktif (W) dan daya semu (VA) dan faktor daya. Faktor daya (CosΦ) dapat didefinisikan sebagai rasio perbandingan antara daya aktif (Watt) dan daya nyata (VA) yang digunakan dalam sirkuit AC atau beda sudut fasa antara V dan I yang biasanya dinyatakan dalam cos Φ

$$P = V \times I \times \text{Cos } \Phi \quad (1)$$

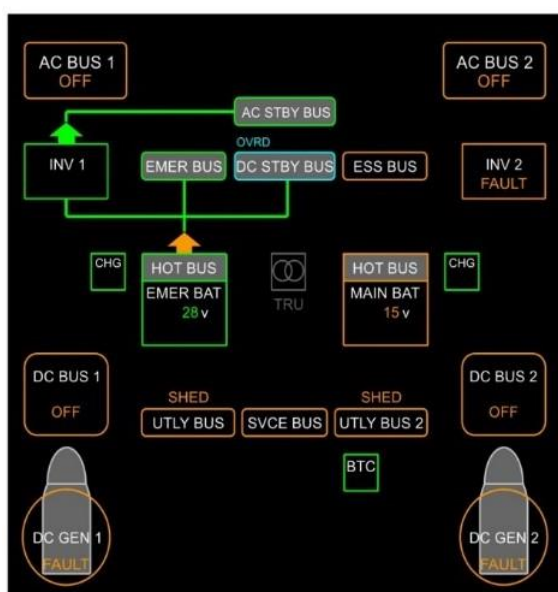
$$S = V \times I \quad (2)$$

$$\text{Faktor Daya (Pf)} = \frac{\text{Daya Aktif (P)}}{\text{Daya Nyata (S)}} \quad (3)$$

## 3. HASIL PENELITIAN

### 3.1. Zero Output Voltage pada Starter Generator

Permasalahan *Zero Output Voltage* Generator pada sistem *Starter generator* ini merupakan indikasi terjadinya kegagalan sehingga tidak adanya *supply* tenaga listrik untuk pesawat. Dengan adanya permasalahan tersebut, berdampak pada operational pesawat.



Gambar 2. Generator Fault

Data-data yang dipergunakan untuk analisa adalah data beban arus AC dan DC dari masing-masing sistem pesawat pada setiap fase penerbangan, sehingga dapat dianalisa kecukupan sumber energy listrik apabila terjadi kerusakan pada salah satu *stater generator* pesawat. Data diambil pada 6 fase penerbangan yaitu *Loading H. Mode, Starting, Takeoff, Climb, Cruise dan Hold & Land*.

### 3.2. Data Beban listrik DC pesawat

Beban arus yang terpasang adalah keseluruhan beban arus listrik yang terdapat pada pesawat. Beban tersebut terdiri dari beban arus searah (DC) dan arus bolak balik.

Tabel 1. Beban arus DC pada fase Loading, Starting dan Takeoff

| System Description  | Loading H. Mode | Starting       | Takeoff        |
|---------------------|-----------------|----------------|----------------|
|                     | Ampere          | Ampere         | Ampere         |
| Air Conditioning    | 77.46           | 55.096         | 77.326         |
| Auto Flight         | 1.850           | 1.850          | 1.850          |
| Communications      | 8.180           | 8.180          | 8.190          |
| Electrical Power    | 52.550          | 74.450         | 53.460         |
| Fire Protection     | 1.414           | 1.414          | 1.394          |
| Flight Controls     | 1.280           | 1.280          | 0.710          |
| Fuel                | 1.474           | 4.024          | 0.574          |
| Hydraulic Power     | 0.150           | 0.560          | 0.560          |
| Ice/Rain Protection | 57.600          | 57.350         | 59.460         |
| Indg/Rcdrg Systems  | 26.030          | 26.040         | 26.070         |
| Landing Gear        | 3.620           | 3.620          | 2.960          |
| Lights              | 73.180          | 73.760         | 74.320         |
| Navigation          | 15.150          | 15.040         | 16.240         |
| Oxygen              | 0.070           | 0.070          | 0.070          |
| Pneumatic           | 5.630           | 5.640          | 2.180          |
| Cac                 | 5.900           | 5.900          | 5.900          |
| Doors               | 0.940           | 0.870          | 0.870          |
| Propellers          | 9.580           | 5.350          | 2.060          |
| Engine Fuel/Control | 3.660           | 3.660          | 3.970          |
| Ignition            |                 | 0.040          |                |
| Oil                 | 0.020           | 0.020          | 0.020          |
| Starting            |                 | 0.050          |                |
| <b>Total Load</b>   | <b>345.744</b>  | <b>344.264</b> | <b>338.184</b> |

Tabel 2. Beban arus DC pada fase Climb, Cruise dan Hold & Land

| System Description  | Climb          | Cruise         | Hold dan Land  |
|---------------------|----------------|----------------|----------------|
|                     | Ampere         | Ampere         | Ampere         |
| Air Conditioning    | 76.486         | 75.646         | 76.246         |
| Auto Flight         | 5.140          | 5.140          | 5.140          |
| Communications      | 10.760         | 10.760         | 10.760         |
| Electrical Power    | 30.560         | 21.460         | 21.460         |
| Fire Protection     | 1.364          | 1.364          | 1.364          |
| Flight Controls     | 1.970          | 1.970          | 1.700          |
| Fuel                | 0.574          | 0.574          | 0.574          |
| Hydraulic Power     | 0.560          | 0.560          | 0.560          |
| Ice/Rain Protection | 47.560         | 47.560         | 49.280         |
| Indg/Rcdrg Systems  | 25.940         | 25.940         | 25.940         |
| Landing Gear        | 1.500          | 1.500          | 1.610          |
| Lights              | 65.500         | 65.500         | 73.624         |
| Navigation          | 16.260         | 16.260         | 16.260         |
| Oxygen              | 0.070          | 0.070          | 0.070          |
| Pneumatic           | 2.180          | 2.180          | 2.180          |
| Cac                 | 5.900          | 5.900          | 5.900          |
| Doors               | 0.870          | 0.870          | 0.870          |
| Propellers          | 2.060          | 2.060          | 1.720          |
| Engine Fuel/Control | 3.420          | 3.420          | 3.420          |
| Ignition            |                |                |                |
| Oil                 | 0.020          | 0.020          | 0.020          |
| Starting            |                |                |                |
| <b>Total Load</b>   | <b>298.694</b> | <b>288.754</b> | <b>298.698</b> |

### 3.3. Data Beban Listrik AC Pesawat

Tabel 3. Beban Arus AC pada fase Start dan Takeoff

| System Description  | Start + Taxi |              | Take off   |              |
|---------------------|--------------|--------------|------------|--------------|
|                     | KVA          | PF           | KVA        | PF           |
| Electrical Power    | 1.361        | 0.99         | 1.361      | 0.99         |
| Hydraulic Power     | 5.703        | 0.35         | 5.435      | 0.70         |
| Ice/Rain Protection | 8.171        | 1.00         | 10.967     | 1.00         |
| Lights              | 0.628        | 0.92         | 1.870      | 0.91         |
| <b>Total Load</b>   | <b>KVA</b>   | <b>13.32</b> | <b>KVA</b> | <b>18.45</b> |
|                     | <b>PF</b>    | <b>0.91</b>  | <b>PF</b>  | <b>0.97</b>  |

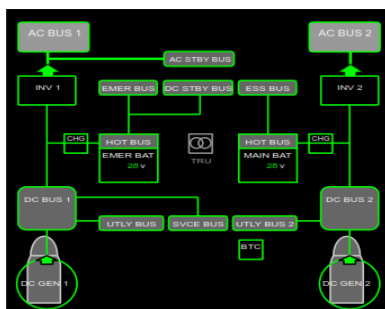
Tabel 3. Beban Arus AC pada fase Start dan Takeoff

| System Description  | Climb      |              | Cruise     |              | Hold & Land |              |
|---------------------|------------|--------------|------------|--------------|-------------|--------------|
|                     | KVA        | PF           | KVA        | PF           | KVA         | PF           |
| Electrical Power    | 1.361      | 0.99         | 1.361      | 0.99         | 1.361       | 0.99         |
| Hydraulic Power     | 4.360      | 0.56         | 4.360      | 0.56         | 4.760       | 0.44         |
| Ice/Rain Protection | 13.761     | 1.00         | 16.193     | 1.00         | 13.761      | 1.00         |
| Lights              | 0.381      | 0.93         | 0.381      | 0.93         | 0.593       | 0.92         |
| <b>Total Load</b>   | <b>KVA</b> | <b>18.31</b> | <b>KVA</b> | <b>20.70</b> | <b>KVA</b>  | <b>18.33</b> |
|                     | <b>PF</b>  | <b>0.98</b>  | <b>PF</b>  | <b>0.98</b>  | <b>PF</b>   | <b>0.97</b>  |

## 4. DISKUSI PENELITIAN

### 4.1 Permasalahan Zero Output Voltage pada Starter generator

Pada kasus ini, *zero output voltage* pada *starter generator* dc diakibatkan karena *brush spring* tidak menekan *brush* secara normal. *Brush* yang terdapat pada *starter generator* dc mengalami aus karena pemakaian selama beroperasinya *starter generator* dc dan *life time brush* itu sendiri. Solusi untuk menyelesaikan permasalahan ini melakukan pergantian komponen dengan yang baru yang sesuai dengan spesifikasi *brush* yang dianjurkan oleh *Maintenance manual book*.



Gambar 3. Generator Normal

Tabel 4. Hasil Perbaikan Generator

| Fase Penerbangan | Total Arus (Ampere) |
|------------------|---------------------|
| Loading H. Mode  | 345.744             |
| Starting         | 344.264             |
| Takeoff          | 338.184             |
| Climb            | 298.694             |
| Cruise           | 288.754             |
| Hold & Land      | 298.698             |

### 4.2. Analisa Beban Terpasang

Perhitungan beban kapasitas suplai tenaga listrik yang digunakan melalui data beban arus yang bersumber pada generator DC.

Dari hasil tabel tersebut bahwa beban puncak arus searah yang dibutuhkan oleh pesawat di setiap generator sebesar 345.744 A. Dengan kapasitas satu generator yang menghasilkan arus sebesar 400 A, maka beban tersebut telah tercukupi oleh generator.

Dalam perhitungan daya dan analisa diasumsikan faktor daya sebesar 0,91 - 0,98 lagging sesuai data. Pemakaian faktor daya ini dimaksudkan untuk memperkirakan kebutuhan daya semu cukup besar, maka  $\cos \Phi = 0,9$  lagging.

| Starter generator | Output Voltage | Ampere (I) | Remarks |
|-------------------|----------------|------------|---------|
| Standard          | 30 V           | 400 A      | Ok      |
| Actual            | 30 V           | 400 A      | Ok      |

Tabel 5. Total Daya

| Fase Penerbangan | S (kVA) | Pf   | Total Daya (kW) |
|------------------|---------|------|-----------------|
| Start            | 13.32   | 0.91 | 12.12           |
| Takeoff          | 18.45   | 0.97 | 17.89           |
| Climb            | 18.31   | 0.98 | 17.94           |
| Cruise           | 20.70   | 0.98 | 20.286          |
| Hold & Land      | 18.33   | 0.97 | 17.78           |

Berdasarkan hasil perhitungan didapat bahwa konsumsi daya paling besar terjadi pada saat posisi *cruise*. Fase ini merupakan fase paling lama dalam tahapan penerbangan dengan ketinggian jelajah 27,000 ft (7,600 m) dan kecepatan maksimum 276 kts (511 km/jam).

#### 4.3. Perhitungan Hilangnya Salah Satu Sumber Listrik Pesawat

Berdasarkan data beban pada pesawat terbang ATR 72-600 bahwa dua generator menghasilkan masing masing arus searah (DC) sebesar 400 A dan kapasitas dua

alternator arus bolak balik (AC) daya sebesar 38.8 KVA. Generator ini akan memasok listrik sesuai dengan kebutuhan dari fase pesawat lepas landas hingga fase mendarat.

Pada perhitungan total daya, fase *cruise* memerlukan konsumsi daya paling besar, maka fase tersebut akan digunakan sebagai perhitungan apabila terjadi kerusakan pada salah satu generator.

Sumber daya total dari kedua alternator :

$$\begin{aligned}
 P_{total} &= S \times Pf \\
 &= 38.8 \text{ kVA} \times 1 \\
 &= 38.8 \text{ kW}
 \end{aligned}$$

Masing masing alternator menghasilkan daya 19,4 kW.

Jika salah satu generator mengalami kegagalan maka yang akan ditampung sebesar 19.4 kW dengan beban yang melebihi kapasitasnya pada generator, maka diperlukan pembangkit lainnya yaitu TRU (*Transformer Rectifier Unit*) dan baterai. TRU akan terhubung ke static inverter agar static inverter dapat mensuplai daya yang dibutuhkan.

$$\begin{aligned}
 P &= 1 \text{ kVA} \times 1 \\
 &= 1 \text{ kW}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 P_{total} \text{ yang disuplai} \\
 19.4 \text{ kW} + 1 \text{ kW} = 20.4 \text{ kW}
 \end{aligned}$$

## 5. KESIMPULAN DAN REKOMENDASI

Penyebab terjadinya *zero output voltage* pada *starter generator* dc diakibatkan oleh ausnya brush yang terus terkikis selama terus beroperasinya generator dan *life time* pemakaian dari *brush* itu sendiri yang telah ditentukan oleh *maintenance manual book*.

Beban puncak pada pesawat ATR 72-600 terjadi pada saat fase *cruise* sebesar 20,28

kW. Ketika pada fase tersebut salah satu generator mengalami kegagalan maka beban puncak daya pada pesawat akan ditampung oleh Generator 2 dan TRU sebesar 20,4 kW. Hilangnya sumber daya listrik pada salah satu generator tidak berpengaruh terhadap penerbangan pesawat, tanpa pengurangan beban dan tanpa pendaratan darurat.

## 6. REFERENSI

- Muhammad Andi Nova : Komparasi Efektivitas Tiga Tipe Starter Generator yang digunakan pada Engine Pesawat ATR. Jurnal AVITEC, Vol. 3, No. 2, August 2021.
- Muammar Irfan Aflah : Implementasi Sistem Pembangkit Listrik Pesawat Terbang Boeing 737 Next Generation, Institut Teknologi PLN, 2020.
- Irwan Fajarudin, Subijanto : Analisa Terjadinya Low Output Voltage Pada Starter Generator Dc Pada Pesawat Cn 235 Pk - Hne Dan Upaya Penanggulangannya. Jurnal INDEPT, Vol. 4, No. 1 Februari 2014.
- Kementerian Pendidikan dan Kebudayaan Republik Indonesia : Aircraft Electrical System Assembly, 2013
- Jack D. Mattingly, William H. Heiser, David T. Pratt : Aircraft Engine Design. AIAA Education Series, 2002.
- Elriza Islakul Ulmi, Ervina Ahyudanari : Pengaruh Pola Jaringan Penerbangan Di Kalimantan Selatan Terhadap Waktu Dan Biaya Perjalanan. WARTA ARDHIA Jurnal Perhubungan Udara, 2018.
- ATR 72-600 Aircraft Maintenance Manual (AMM) ATA Chapter 24 (electrical power), Rev. Jan
- ATR 72-600 Aircraft Maintenance Manual (AMM) ATA Chapter 24 (DC Normal Generation), Rev. Jan
- ATR 72-600 Electrical Load Analysis (ELA), ATA Chapter 24, Rev. Jul