

PENANGANAN DAN ANALISA KEGAGALAN PADA BLEED AIR LEAK DETECTION SYSTEM PESAWAT AIRBUS A330-300 DI HANGGAR 3 PT. GMF AEROASIA

Agung Prakoso^{1*}, Riski Kurniawan¹, Farchan Mauluddin¹

¹ Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

*Corresponding author: prakosoagung84@gmail.com

Article history

Received:
16-12-2021
Accepted:
21-12-2021
Published:
30-12-2021

Copyright © 2021
Jurnal Teknologi dan
Riset Terapan

Open Access

Abstrak

Sistem *bleed air leak detection* pada pesawat digunakan untuk mendeteksi adanya kebocoran pada *bleed air duct*. Sistem ini dapat mendeteksi *over heat temperature* di luar *duct* apabila terdapat kebocoran pada sekitar *duct*. *Bleed air leak detection* dilengkapi dengan *sensing element* yang berfungsi untuk mendeteksi kenaikan suhu apabila terjadi kebocoran disekitar *bleed air duct*. *Sensing element* ini dipasang pada *engine pylon*, *wing*, dan *fuselage*. Kenaikan suhu yang terdeteksi oleh *sensing element* dapat dimonitor di *bleed monitoring computer* (BMC) dan kemudian akan diteruskan ke *engine bleed switch* di *cockpit*. *Troubleshooting Manual* (TSM) Task 36-22-00-810-911-A digunakan untuk menyelesaikan permasalahan sistem *bleed air leak detection*. Metode *fault tree analysis* juga digunakan untuk mendapatkan kemungkinan-kemungkinan penyebab kegagalan pada sistem *bleed air leak detection*. Pada penelitian ini ditemukan kerusakan pada *sensing element* pada *zone 71 HF*. *Sensing element* tersebut telah mencapai usia 24 tahun 8 bulan dari yang ditetapkan oleh manufaktur yaitu 25 tahun, sehingga perlu dilakukan pergantian dengan *sensing element* yang baru. Berdasarkan hasil *fault tree analysis* di dapatkan beberapa kemungkinan penyebab kegagalan sistem *bleed air leak detection* yaitu *electrostatic*, *short circuit*, *lost continuity*, *connector fault*, *control logic fault*, *thermistor disconnected*, degradasi prestasi, dislokasi komponen, dan *corrosion*.

Kata Kunci: *bleed air leak detection*, *troubleshooting*, *sensing element*, *bleed monitoring computer* (BMC)

Abstract

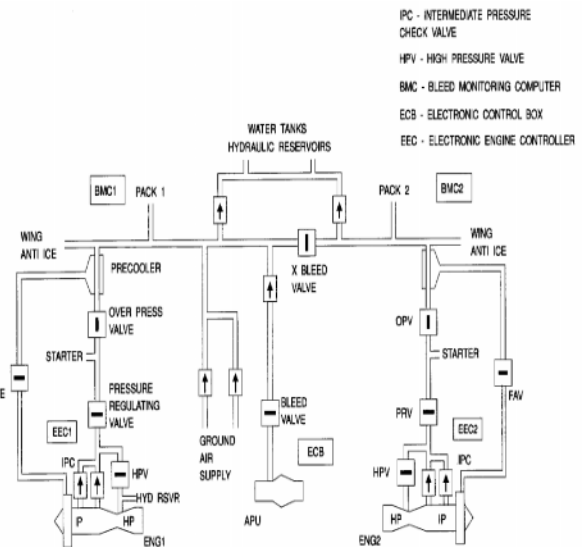
The *bleed air leak detection* system on aircraft is used to detect a leak in the *bleed air duct*. This system can detect *over heat temperature* outside of the *duct* if there is a leak around the *duct*. *Bleed air leak detection* is equipped with a *sensing element* to detect the rise of temperature because of the leak around the *bleed air duct*. These *sensing elements* are installed on the *engine pylon*, *wing* and *fuselage*. The rise of temperature detected by the *sensing element* can be monitored on the *bleed monitoring computer* (BMC) and then will be forwarded to the *engine bleed switch* in the *cockpit*. *Troubleshooting Manual* (TSM) Task 36-22-00-810-911-A is used to solve *bleed air leak detection* system problems. The *fault tree analysis* method is also used to obtain the possible causes of failure in the *bleed air leak detection* system. In this study found damage to the *sensing element* in *zone 71 HF*. The *sensing element* has been used for 24 years and 8 months from that set by the manufacturer, which is 25 years, so it is necessary to replace it with a new *sensing element*. Based on the *fault tree analysis* results, several possible causes of the *bleed air leak detection* system failure were obtained, such as *electrostatic*, *short circuit*, *lost continuity*, *connector fault*, *control logic fault*, *thermistor disconnected*, performance degradation, component dislocation, and *corrosion*.

Keywords: *bleed air leak detection*, *troubleshooting*, *sensing element*, *bleed monitoring computer* (BMC)

1.0 PENDAHULUAN

Sistem pneumatik adalah sistem yang menggunakan udara terkompresi yang digunakan untuk menyampaikan energi dari satu lokasi ke lokasi lain secara berurutan untuk menghasilkan gerakan berputar atau linier atau menerapkan gaya [1]. Dalam pneumatik tekanan udara berfungsi untuk menggerakkan sebuah silinder kerja. Silinder kerja inilah yang nantinya mengubah tekanan udara tersebut menjadi tenaga mekanik. Sumber dari sistem pneumatik pada pesawat diambil dari udara yang dihisap oleh *engine* pesawat kemudian dimasukkan kedalam *duct* untuk menghasilkan *bleed air*. *Bleed air* adalah udara bertekanan dan bersuhu tinggi yang dipasok oleh salah satu dari tiga sumber di pesawat, yaitu kompresor mesin utama pesawat, kompresor APU (*Auxilliary Power Unit*), atau *high pressure ground air supply unit*. Kompresi udara pada sistem *bleed air* diambil dari kompresor *engine* yang akan dimanfaatkan oleh pesawat untuk beberapa sistem [2].

Udara yang didapatkan dari *bleed air* adalah udara yang memiliki suhu sangat tinggi yaitu sekitar 200-250° C dan memiliki *pressure* sebesar 48 PSI. Pada saat pesawat dalam kecepatan rendah, atau dalam posisi *idle*, suplai pneumatik diambil dari *high pressure compressor* dan *low pressure compressor*, apabila pesawat sudah dalam kecepatan tinggi maka *bleed air* yang berasal dari *high pressure compressor* akan ditutup, dan sistem pneumatik akan disuplai oleh *low pressure compressor*. *Bleed air* yang bersumber dari *low pressure compressor* dihubungkan melalui sebuah *intermediate check valve* (IPC) yang artinya *low pressure compressor* akan terus mengalirkan *bleed air*. Sementara *bleed air* yang bersumber dari *high pressure compressor* mengalirkan udara sebesar 40 PSI melalui *high pressure valve* (HPV), HPV akan *normally close* ketika kecepatan pesawat berada pada *high RPM*. Segala aktifitas pada *high pressure valve* diatur oleh sebuah komputer yang disebut *electronic engine control* (EEC) secara otomatis. Udara dari *high pressure valve* dan *low pressure valve* akan dikirimkan menuju *pressure regulating valve* (PRV) yang dikontrol secara *electrical* melalui sebuah *switch* pada panel *cockpit* pesawat. Kemudian *bleed air* dialirkan menuju *starter valve* untuk *engine starter* dan menuju *over pressure valve* (OPV). OPV adalah sebuah *valve normally close* yang dikontrol secara *pneumatic* yang berfungsi untuk memutuskan aliran *bleed air* ketika terjadi *over pressure*. OPV secara otomatis akan menutup ketika tekanan udara *bleed air* mencapai 85 PSI dan akan terbuka kembali apabila tekanan udara *bleed air* turun sebesar 52 PSI. Proses penurunan tekanan udara *bleed air* dibantu oleh *precooler fan* yang berfungsi untuk mendinginkan *bleed air* menggunakan udara yang tidak dikompresi melalui *fan air valve*. Kemudian *bleed air* tersebut akan didistribusikan menuju *air conditioning pack* dan *wing anti ice*. Berikut adalah gambar skematik *bleed air system* pada pesawat Airbus A330-300.



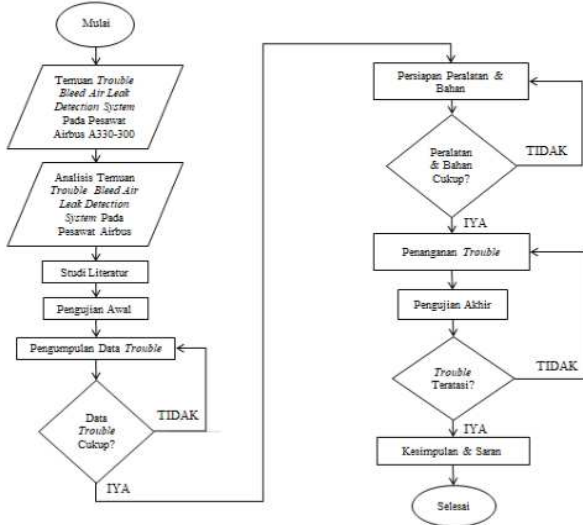
Gambar 1 : Bleed Air Schematic

Jika *bleed air* mengalami kegagalan seperti kebocoran maka *duct* pada *bleed air* dapat mengalami *overtemperature* [3]. Jika *Bleed Air* mengalami *overheat*, maka *duct* pada *bleed air* dapat mengalami kebakaran karena media yang dipasang untuk penyalurnya adalah konduktor sehingga jika *bleed air* mengalami kebocoran ataupun *overheat*, maka media tersebut akan menyalurkan panas ke media konduktor yang lainnya. Dalam penelitian yang berjudul *Method and device for hot air leak detection in aircraft installation by wire diagnosis* dengan menggunakan metode MCTDR (*Multi Carrier Time Domain reflectometry*), menghasilkan pengukuran sinyal pada reflektometer yang diterima dan membandingkannya dengan referensi yang diberikan dalam hal besaran puncak. Titik panasnya terdeteksi ketika *peak* pada magnitudo dari sejumlah reflektogram berturut-turut semakin kecil dari referensi. Hal ini disebabkan oleh penurunan nilai lokal impedansi [4]. Penelitian yang berjudul *Pengaruh Suhu Terhadap Hambatan Rangkaian Listrik dengan menggunakan metode eksperimental yaitu melakukan percobaan pengukuran nilai hambatan kawat 1 dan kawat 2 pada suhu kamar dengan pengukuran nilai hambatan pada keadaan panas*. Hambatan bahan tergantung terhadap suhu. Semakin tinggi suhu pada suatu penghantar, maka akan semakin tinggi pula getaran elektron-elektron bebas dalam penghantar tersebut. Pada hasil penelitian ini juga menunjukkan pada luas penampang yang berbeda, semakin besar luas penampang pada kawat penghantar maka akan semakin kecil nilai hambatan yang dihasilkan [5].

Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui kerusakan yang menyebabkan *Mistake Indication* pada *Leak Detection Bleed Air* di pesawat Airbus A330-300 serta penanganannya terhadap kerusakan tersebut. Sedangkan manfaat dari penelitian ini adalah untuk mengetahui penyebab kerusakan yang menyebabkan *Mistake Indication* pada *Leak Detection Bleed Air* di pesawat Airbus A330-300 serta cara penanganannya.

2.0 METODE

Objek penelitian. adalah *Bleed Air System* pada pesawat Airbus A330-300 di hangar 3 PT.GMF AeroAsia. Adapun kegiatan penelitian dapat dilihat pada gambar 2.



Gambar 2 : Alur penelitian

Temuan *Trouble bleed Air leak detection system* pada pesawat Airbus A330-300 pada saat melakukan perawatan pesawat berkala C-Check. Hal tersebut diketahui dari *engine bleed push button switch* yang menyala dan peringatan kegagalan yang terdapat pada *ECAM status message*.



Gambar 3 : ECAM status message

Menurut *Trouble Shooting Manual (TSM) Task 36-22-00-810-911-A*. Sebelum melakukan Troubleshoot, langkah yang harus dilakukan *Built In Test Equipment (BITE Test)* terlebih dahulu, untuk memastikan sistem mana yang menyebabkan *Engine Bleed Push Button Switch* sebelah kanan sampai menyala. Prosedur melakukan *BITE test* sudah tertera pada *Aircraft Maintenance Manual (AMM) Task 36-11-00-740-804*. Setelah melakukan prosedur *BITE test*, maka ditemukan hasil "*Right Wing Loop B Inop*" pada layar MCDU yang mengakibatkan *Engine Bleed Push Button Switch* pada panel 225VU di *cockpit* yang menyala dengan lampu *amber*.



Gambar 4 : Right Wing Loop B Inop

Pengumpulan data *trouble* berupa *Sensing Element* dan *Bleed Monitoring Computer (BMC)*, Menurut manufaktur dari *Thermocoax Aircraft Product-Bleed Air Leak Detector*, karakteristik dari *Sensing Element* tersebut yaitu:

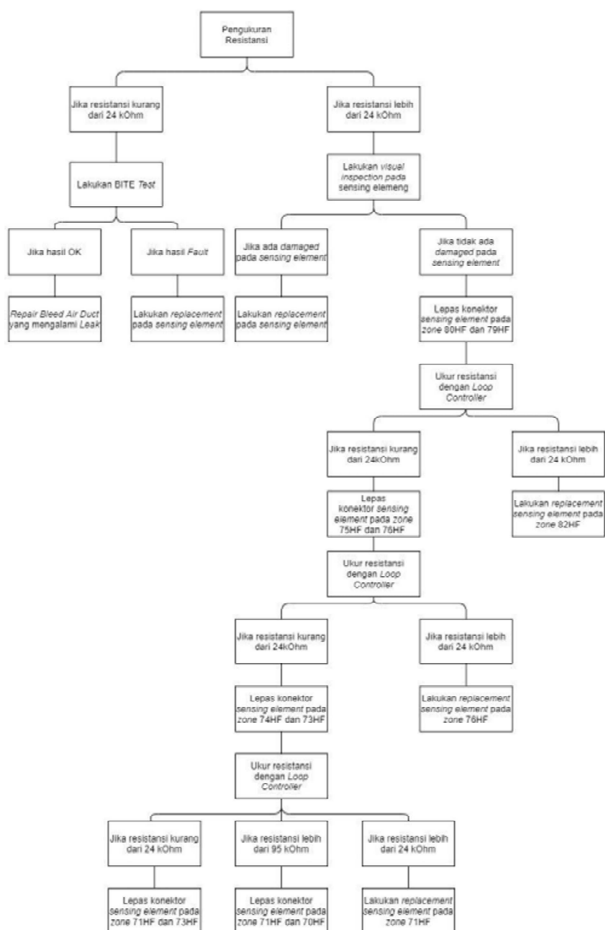
1. *Nickel Sheath*
2. *Diameter 2.2 mm +0,2/-0,4*
3. *Length 300cm ± 6mm*
4. *Max detector Length 460cm*
5. *Service Life 25 Years*
6. *100.000 Flight Hours*



Gambar 5 : Sensing element

Alat dan bahan dalam penelitian ini antara lain: *Loop Controller*, *Dummy* untuk *Bleed Monitoring Computer (BMC)*, *Open Wrench*, *Twister*, *Torque Wrench*, *Safety Wire*, *Flat Screwdriver*.

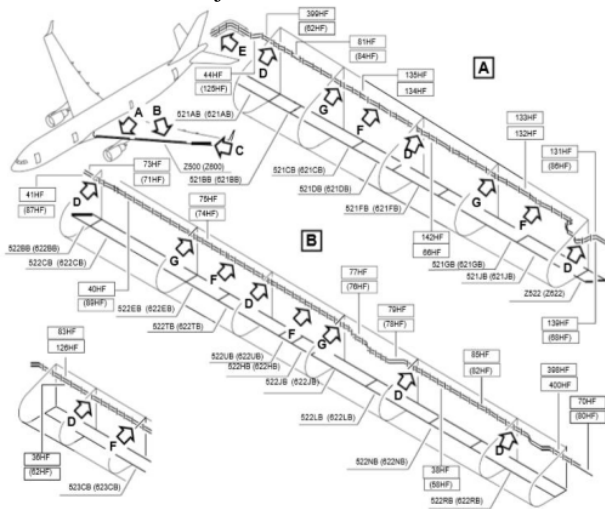
Langkah-langkah melakukan penanganan *trouble* menurut *Trouble Shooting Manual (TSM) task 36-22-00-810-911-A* kerusakan pada *Right Wing Loop B* sebagai berikut: Me-remove BMC 1 kemudian memasang *dummy* pada *rack Bleed Monitoring Computer (BMC)* dan melakukan pengukuran resistansi berdasarkan diagram alir pada gambar 6.



Gambar 6 : Diagram Alir Pengukuran Resistansi

Langkah selanjutnya adalah melakukan *visual inspection* pada *sensing element* di *Right Wing Loop B*. Hal-hal yang harus diperiksa adalah sebagai berikut:

1. Memeriksa adanya *corrosion* pada *sensing element* dan konektor.
2. Memeriksa konektor *sensing element* terpasang dengan baik.
3. Memeriksa *sensing element* tidak terjadi dislokasi.
4. Memeriksa kabel pada sambungan konektor *sensing element* tidak terjadi *short circuit*.



Gambar 7 : Letak zone (HF) pada *Right Wing Loop B*

Tahap berikutnya adalah melakukan pengujian pada *bleed air leak detection system* dengan prosedur *Built In Test Equipment (BITE Test)* menggunakan MCDU sesuai *Aircraft Maintenance Manual (AMM) Task 36-11-00-740-804*.

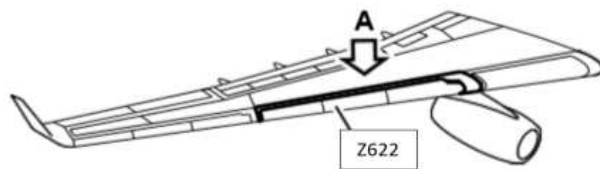
Selain proses *trouble shooting* pada penelitian ini juga menggunakan metode *fault tree analysis (fta)* untuk mencari kemungkinan-kemungkinan penyebab lain dari kegagalan *bleed air leak detection system* [6].

3.0 HASIL DAN PEMBAHASAN

3.1. Trouble shooting

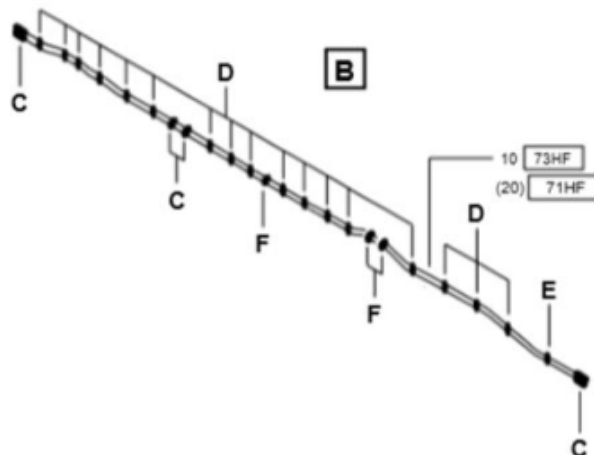
Setelah dilakukan pengukuran resistansi pada pin 4D dan 5D, nilai resistansi yang didapat pada *Loop Controller* kurang dari 24 kOhm yaitu 21,4 kOhm, sehingga langkah selanjutnya adalah melepaskan sambungan konektor *sensing element* pada zone 75HF dan 76HF, lalu melihat nilai resistansi yang terdapat pada *Loop Controller*. Nilai resistansi yang didapat kurang dari 24 kOhm yaitu 20,1 kOhm, maka langkah yang perlu dilakukan adalah melepaskan kembali sambungan konektor *sensing element* pada zone 74HF dan 73HF, selanjutnya mengukur kembali nilai resistansi yang terdapat pada *Loop Controller*. Nilai resistansi yang didapat lebih dari 24 kOhm, sehingga perlu dilakukan *replacement* pada *sensing element* di zone 71HF. Pengukuran ini mengalami pengulangan sebanyak 4 kali untuk memastikan hasil dari nilai dari resistansi tersebut meyakinkan atau *valid*.

Replacement Sensing Element di zone 71HF pada panel Z622 di *wing* kanan pesawat (*Illustrated Part Catalog (IPC) Chapter 36-22-05-04*).



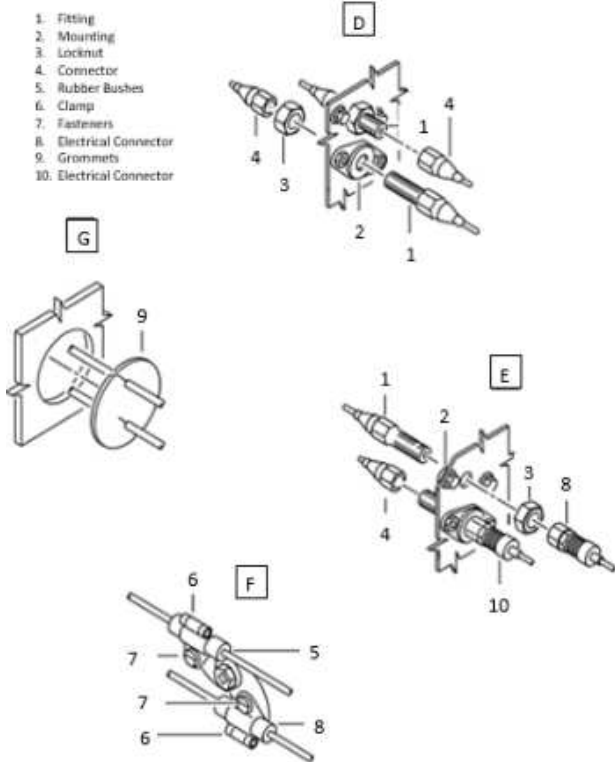
Gambar 8 : Letak *sensing element* di zone 71HF

Didalam panel tersebut terdapat 2 *sensing element*, yaitu *sensing element* 73HF dan 71HF. *Sensing element* 73HF terletak dibagian *loop A* (diatas) dan *sensing element* 71HF terletak dibagian *loop B* (dibawah).



Gambar 9 : *Sensing element* di zone 71HF

Setelah mengetahui letak *sensing element* di zone 71HF, maka langkah selanjutnya adalah melakukan *replacement sensing element* tersebut menurut *Aircraft Maintenance Manual (AMM) Task 36-22-19-000-802-A*



Gambar 10 : Replacement sensing element pada zone 71HF

Kerusakan yang terjadi pada *sensing element* ini disebabkan karena degradasi prestasi atau penurunan kinerja pada *sensing element* tersebut, dibuktikan dari manufaktur yang memproduksi *sensing element* tersebut, yaitu *Thermocoax Aircraft Product – Bleed Air Leak Detector*.



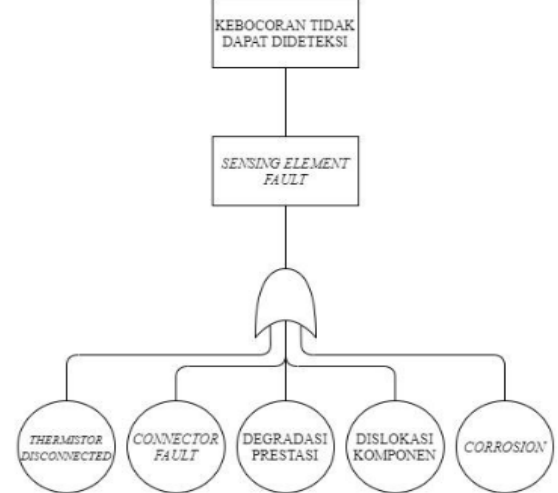
Gambar 11 : General Information tentang Airbus A330-300

Berdasarkan manufaktur tersebut, pada perhitungan umur maksimal dari komponen *sensing element* yaitu 25 tahun, sedangkan menurut *General Information* yang ditampilkan pada gambar 11, pesawat Airbus A330-300 milik maskapai Garuda Indonesia dengan nomor registrasi yang disamakan dengan PKGZE, pesawat tersebut sudah berusia 24 tahun 8 bulan. Maka *sensing element* yang terpasang pada *Bleed Air Leak Detection System* di pesawat tersebut sudah mengalami kerusakan di usia 24 tahun 8 bulan, sehingga kurang 4 bulan lagi untuk mencapai usia maksimal pada komponen *sensing element* tersebut. Persentase *error* pada umur Sensing Element: $(25 - 24,6) / 24,6 \times 100\% = 0,016\%$.

3.2. Fault Tree Analysis (FTA)

Dengan menggunakan metode *fault tree analysis* dilakukan *Breakdown* dari dua faktor yang dapat menyebabkan *bleed air leak detection system* tidak dapat mendeteksi kebocoran pada *bleed air duct*, analisis yang dilakukan adalah sebagai berikut:

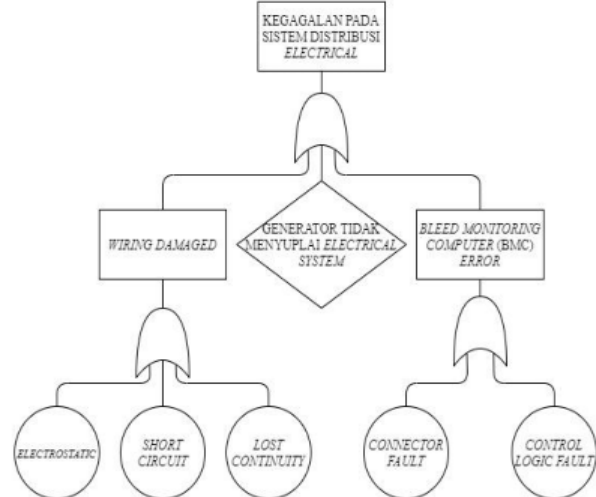
A. Kebocoran Tidak Dapat Dideteksi



Gambar 12 : FTA Faktor Kebocoran Tidak Dapat Dideteksi

Dari hasil *fault tree analysis*, dapat diketahui bahwa *bleed air leak detection system* tidak dapat mendeteksi adanya kebocoran dikarenakan *sensing element fault* yang bisa diakibatkan karena 5 hal yaitu *thermistor disconnected*, *connector fault*, degradasi prestasi, dislokasi koempoen, dan *corrosion*.

B. Kegagalan Pada Sistem Distribusi Electrical

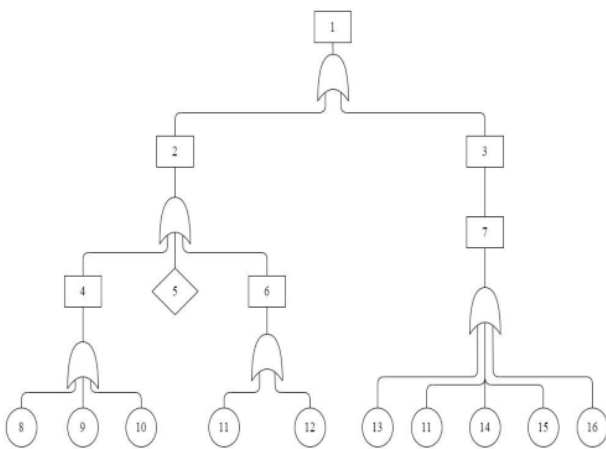


Gambar 13 : FTA Faktor Kegagalan Pada Sistem Distribusi Electrical

Dari hasil *fault tree analysis* mengenai mengenai faktor kegagalan pada sistem distribusi, dapat dijelaskan bahwa *bleed air leak detection system* mengalami kegagalan pada sistem distribusi *electrical* yang bisa diakibatkan karena *wiring damaged*, generator tidak menyuplai *electrical system*, dan *bleed monitoring computer (BMC) error*. Untuk mencari akar-akar dari permasalahan yang terjadi adalah sebagai berikut :

1. *Wiring Damaged*
Kegagalan pada sistem distribusi *electrical* dapat diakibatkan karena *wiring* mengalami *damaged* yang dapat diakibatkan karena *electrostatic*, *short circuit*, dan *lost continuity*.
2. *Generator Tidak Menyuplai Electrical System*
Kegagalan pada sistem distribusi *electrical* yang diakibatkan karena generator tidak menyuplai *electrical system* tidak penulis bahas pada penelitian ini.
3. *Bleed Monitoring Computer (BMC) Error*
Kegagalan pada sistem distribusi *electrical* yang diakibatkan karena *bleed monitoring computer (BMC)* mengalami *error* dapat diakibatkan karena *connector fault* dan *control logic fault*.

Dalam mengidentifikasi kegagalan pada *bleed air leak detection system* hasil akan didapatkan setelah menentukan *minimum cut set* pada *fault tree analysis*.



Gambar 14 : Minimum Cut Set Bleed Air Leak Detection System

Keterangan dari *Minimum Cut Set Bleed Air Leak Detection Sytem* pada gambar 14 dapat dijelaskan pada Tabel 1.

Tabel 1 : Keterangan *Minimum Cut Set Bleed Air Leak Detection System*

No.	KETERANGAN
1.	<i>Bleed Air Leak Detection System Tidak Dapat Mendeteksi Kebocoran Pada Bleed Air Duct</i>
2.	<i>Kegagalan Pada Sistem Distribusi Electrical</i>
3.	<i>Kebocoran Tidak Dapat Dideteksi</i>
4.	<i>Wiring Damaged</i>
5.	<i>Generator Tidak Menyuplai Electrical System</i>
6.	<i>Bleed Monitoring Computer (BMC) Error</i>
7.	<i>Sensing Element Fault</i>
8.	<i>Electrostatic</i>
9.	<i>Short Circuit</i>
10.	<i>Lost Continuity</i>
11.	<i>Connector Fault</i>
12.	<i>Control Logic Fault</i>
13.	<i>Thermistor Disconnected</i>
14.	<i>Degradasi Prestasi</i>
15.	<i>Dislokasi Komponen</i>
16.	<i>Corrosion</i>

Berdasarkan hasil dari metode *Fault Tree Analysis* diperoleh 9 *basic event* yang dapat menyebabkan kegagalan pada *Bleed Air Leak Detection System*, yaitu *Electorstatic*, *Short Circuit*, *Lost Continuity*, *Connector Fault*, *Control Logic Fault*, *Thermistor Disconnected*, *Degradasi Prestasi*, *Dislokasi Komponen*, dan *Corrosion*.

4.0 KESIMPULAN

Penyebab *Engine Bleed Push Button Switch* dari *Bleed Air Leak Detection System* menyala, yaitu akibat adanya kegagalan pada *sensing element* di *zone 71HF* karena degradasi prestasi. *Troubleshooting* sistem *Bleed Air Leak Detection* pesawat Airbus A330-300 dengan nomor registrasi yang disamakan dengan PK-GZE Garuda Indonesia dilakukan berdasarkan *Trouble Shooting Manual (TSM) Task 36-22-00-810911-A* adalah dengan melakukan *replacement* pada *sensing element* di *zone 71HF* dengan yang masih baru dan *serviceable*. Proses mencari kerusakan yang menyebabkan *Mistake Indication* pada *Leak Detection Bleed Air* di pesawat Airbus A330-300 menggunakan metode *Fault Tree Analysis*, diawali dengan menganalisis 2 faktor yang dapat menyebabkan *Bleed Air Leak Detection System* tidak dapat mendeteksi kebocoran pada *Bleed Air Duct* yaitu faktor kebocoran tidak dapat dideteksi dan faktor kegagalan pada sistem distribusi *electrical*, sehingga diperoleh diperoleh 9 *basic event* yang dapat menyebabkan kegagalan pada *Bleed Air Leak Detection System* yaitu *Electorstatic*, *Short Circuit*, *Lost Continuity*, *Connector Fault*, *Control Logic Fault*, *Thermistor Disconnected*, *Degradasi Prestasi*, *Dislokasi Komponen*, dan *Corrosion*

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Parr, A., 2006, *Hydrolics and Pneumatics A technician's and engineer's guide* Second edition, Elsevier Ltd. All rights reserved.
- [2] Rahmayudha, Y.E., Sunarto, Abas, 2019, *Studi Kasus Kerusakan Bleed Air Regulator Pada pesawat Boeing 737NG*, Prosiding Seminar Nasional Teknik Mesin Politeknik Negeri Jakarta, 972-977.
- [3] Faras, H., 2021, *Analisis Penanganan Kegagalan Pneumatic Engine Bleed Air System Pada Pesawat Boeing 737-800 Next Generation Di Hanggar 4 PT. GMF AEROASIA*, skripsi Institut Teknologi Dirgantarra Adisutjipto.
- [4] Sallem Soumaya, Sommervogel Laurent, Olivas Marc, Peltier Arnaut, (2016), "Method and Device for Hot Air leak Detection in aircraft Installation by Wire Diagnosis". 978-1-5090-0790-IEEE, France.
- [5] Tamara, F., 2021, *Analisis Pengaruh Suhu Terhadap Hambatan Kawat Penghantar pada Kabelnya dengan Luas Penampang 1,5 mm² dan 2,5 mm²*, Skripsi Universitas Sriwijaya.
- [6] Priyanta, Dwi., (2000), "Tahapan Analisis menggunakan metode *Fault Tree Analysis*", Surabaya: Institut Teknologi Surabaya.