

Studi Kasus Kebocoran *Fuel* di Area *Fuel Drains Tank Ejector* pada Mesin Pesawat Airbus A330-300 PK-GHC

Tsabita Salmahirah*¹, James Siregar S.Si., M.T.* and Sutarto, S.Si.T., M.M*

* Politeknik Negeri Batam
Program Studi Teknik Mesin
Jl. Ahmad Yani, Batam Centre, Batam29461, Indonesia
¹E-mail: tsabitasalmaa@gmail.com

Abstrak

Kebocoran *fuel* pada mesin pesawat merupakan masalah serius yang mengancam keselamatan penerbangan dan berpotensi menyebabkan kerugian ekonomi perusahaan. Kebocoran *fuel* dapat terjadi karena berbagai faktor, seperti *fastener* yang sudah rusak atau kendur, *internal sealant* yang rusak, *o-ring* yang rusak, pemasangan komponen yang tidak benar, atau kegagalan sistem. Selain mengurangi efisiensi operasional dan meningkatkan biaya perawatan, kebocoran *fuel* juga dapat mengakibatkan risiko kebakaran atau ledakan yang dapat mengancam keselamatan penumpang dan awak pesawat. Penelitian ini membahas mengenai kebocoran *fuel* berupa *stain* di area *fuel drains tank ejector* pada mesin pesawat Airbus A330-300 PK-GHC tepatnya di mesin sebelah kanan (*engine 2*). Penelitian ini bertujuan untuk mengidentifikasi penyebab kebocoran *fuel* di area *fuel drains tank ejector* pada mesin pesawat Airbus A330-300 PK-GHC dan mengevaluasi langkah-langkah perbaikan yang efektif dan melakukan perawatan untuk mengembalikan kondisi pesawat dalam keadaan normal. Metode penelitian menggunakan dokumen manual pesawat dan observasi di lapangan untuk memahami secara komprehensif tentang kebocoran *fuel* yang terjadi. Setelah dilakukan *visual check* dan dibongkar ternyata ditemukan masalahnya di *connector*. *Connectornya* mengalami *damage* sehingga menurut AMM (*Aircraft Maintenance Manual*) 71-71-00-200-802-A- *Inspection of Drain Tubes* maka *connector* tersebut harus diganti. Setelah itu, dilakukan penggantian berdasarkan Troubleshooting Manual (TSM) *task card* nomor 71-71-42-000-804-A. Setelah diganti, dilakukan *visual check* kembali untuk memastikan bahwa kebocoran *fuel* sudah hilang atau tidak ada lagi.

Kata kunci: Kebocoran *fuel*, *engine drains system*

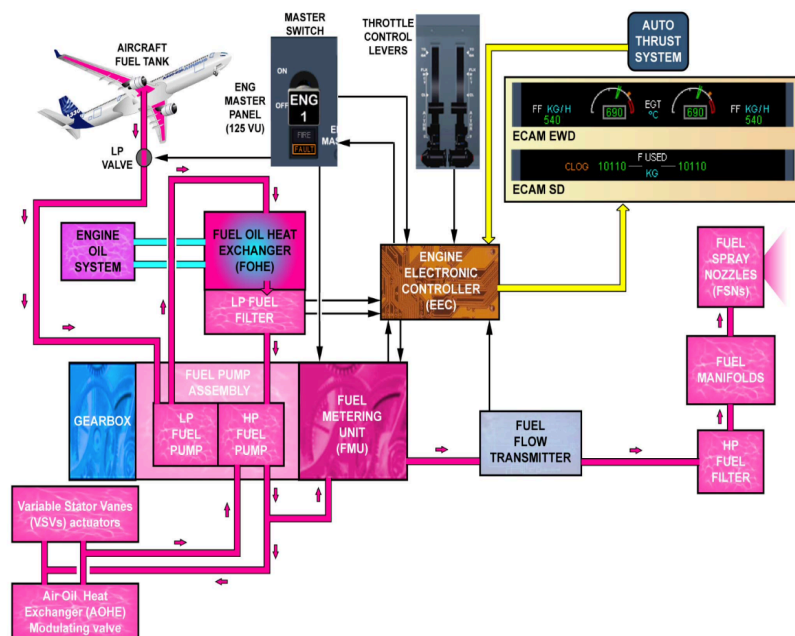
Abstract

Fuel leakage in aircraft engines is a serious problem that threatens flight safety and has the potential to cause economic losses to the company. Fuel leaks can occur due to various factors, such as damaged or loose fasteners, damaged internal sealants, damaged o-rings, improper installation of components, or system failure. In addition to reducing operational efficiency and increasing maintenance costs, fuel leaks can also result in the risk of fire or explosion which can threaten the safety of passengers and crew. This research discusses fuel leakage in stain in the fuel drains tank ejector area on the Airbus A330-300 PK-GHC aircraft engine, precisely on the right engine (engine 2). This research aims to identify the cause of fuel leakage in the fuel drains tank ejector area on the Airbus A330-300 PK-GHC aircraft engine and evaluate effective repair steps and maintenance to restore the aircraft condition to normal. The research method used aircraft manual documents and field observations to comprehensively understand the fuel leakage that occurred. After a visual check and disassembly, it was found that the problem was found in the connector. The connector was damaged so according to AMM (Aircraft Maintenance Manual) 71-71-00-200-802-A- Inspection of Drain Tubes, the connector must be replaced. After that, a replacement was made based on the Troubleshooting Manual (TSM) task card number 71-71-42-000-804-A. After replacement, a visual check is performed again to ensure that the fuel leak is gone or no longer exists.

Keywords: *Fuel leak, engine drains system*

Pendahuluan

Kebocoran *fuel* pada mesin pesawat merupakan masalah serius yang mengancam keselamatan penerbangan dan berpotensi menyebabkan kerugian ekonomi perusahaan. Kebocoran *fuel* di pesawat memiliki sebab serta akibat yang berbahaya dan berdampak terhadap keselamatan penerbangan. Salah satu penyebab umumnya adalah terjadi kerusakan pada *fuel system* itu sendiri seperti retak pada *fuel pipe* atau adanya kerusakan pada *seal* dan *valve*. Kebocoran juga bisa disebabkan oleh *human error* dalam proses pemeliharaan pesawat, serta korosi pada komponen *fuel system* tersebut. Akibatnya, kebocoran *fuel* dapat mengakibatkan kehilangan *fuel* yang berdampak pada efisiensi operasional pesawat, dan juga dapat mengakibatkan risiko ledakan atau kebakaran, serta menyebabkan kerusakan pada pesawat itu sendiri. Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk mengidentifikasi penyebab kebocoran *fuel* pada mesin pesawat Airbus A330-300 PK-GHC tepatnya di mesin sebelah kanan (*engine 2*) dan mengevaluasi langkah-langkah perbaikan yang efektif untuk mengembalikannya menjadi tidak bocor. Penelitian ini akan difokuskan pada kebocoran *fuel* yang terjadi di *engine fuel drains tank ejector*. Mesin yang digunakan pada pesawat ini adalah Rolls Royce Trent 700 yang memiliki karakteristik *high bypass ratio* dan *triple spool*.

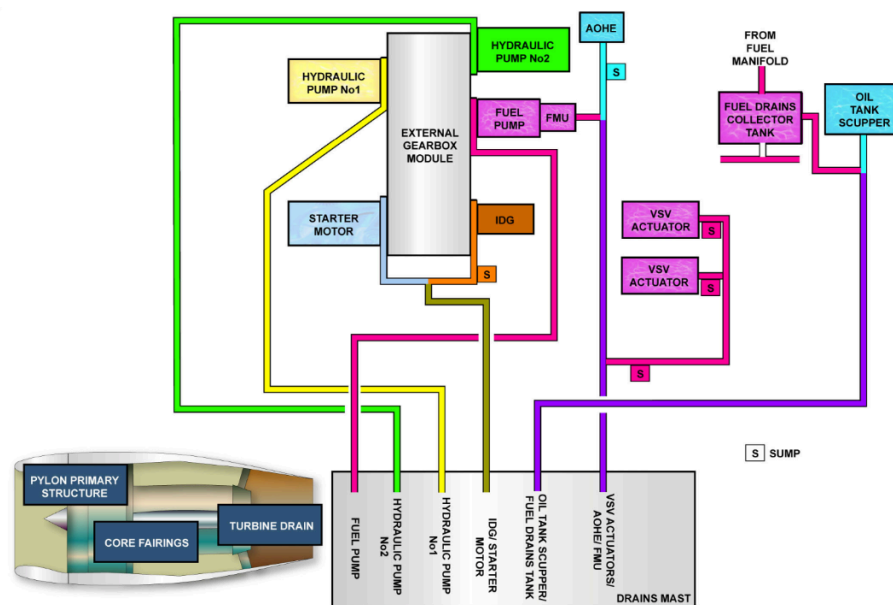


Gambar 1: Engine Fuel System Schematic A330

Suplai *fuel* dari tank pesawat masuk ke *engine fuel pump* dikontrol oleh *LP valve*. *Engine fuel pump* terdiri dari *LP fuel pump* dan *HP fuel pump*. *Fuel* dari tank pesawat pada awalnya disuplai ke *LP fuel pump*. Kemudian dari *LP fuel pump* menuju *Fuel Oil Heat Exchanger (FOHE)* untuk memanaskan *fuel* dan mendinginkan oli. Kemudian *fuel* masuk ke *LP fuel filter* untuk disaring. *Fuel* yang sudah tersaring kemudian menuju *HP fuel pump*. *HP fuel pump* memompa *fuel* untuk menyuplai *Fuel Metering Unit (FMU)*, aktuator *Variable Stator Vane (VSV)*, dan *Air Oil Heat Exchanger (AOHE) modulating valve*. *Metering valve* pada FMU mengatur aliran *fuel* yang dialirkan ke ruang pembakaran. Aliran *fuel* dari FMU melewati *fuel flow transmitter* dan *HP fuel filter* sebelum menyuplai *fuel manifold* dan *fuel spray nozzle*. Di dalam FMU terdapat *Pressure Raising and Shut-Off Valve (PRSOV)*. *Valve* ini dapat dibuka untuk memulai aliran *fuel* atau ditutup untuk menghentikan aliran *fuel* sepenuhnya dan menjaga *fuel* agar tetap pada tekanan yang tepat. Di dalam FMU terdapat *overspeed valve* yang dapat menutup PRSOV jika terjadi kecepatan berlebihan pada N1, N2, atau turbin LP. Sebelum mesin dihidupkan, *master switch* dimatikan, *LP valve* dan PRSOV ditutup. Ketika *master switch* dinyalakan maka *LP valve* membuka dan PRSOV dikendalikan untuk dibuka oleh EEC. EEC mengontrol aliran *fuel* melalui *metering valve* sebagai tanggapan terhadap permintaan *throttle control lever* atau perintah dari sistem *auto thrust*. Pemadaman normal mesin dilakukan dengan mengatur *master switch* menjadi *OFF* yang secara langsung menutup *LP valve* dan PRSOV.

EEC juga dapat menutup PRSOV secara otomatis jika terjadi *automatic start abort* di darat. Untuk memantau *fuel system* dan indikasi ECAM, EEC menggunakan sensor-sensor seperti *fuel flow transmitter*, *LP fuel filter differential pressure switch*, dan *fuel low pressure switch*. [1]

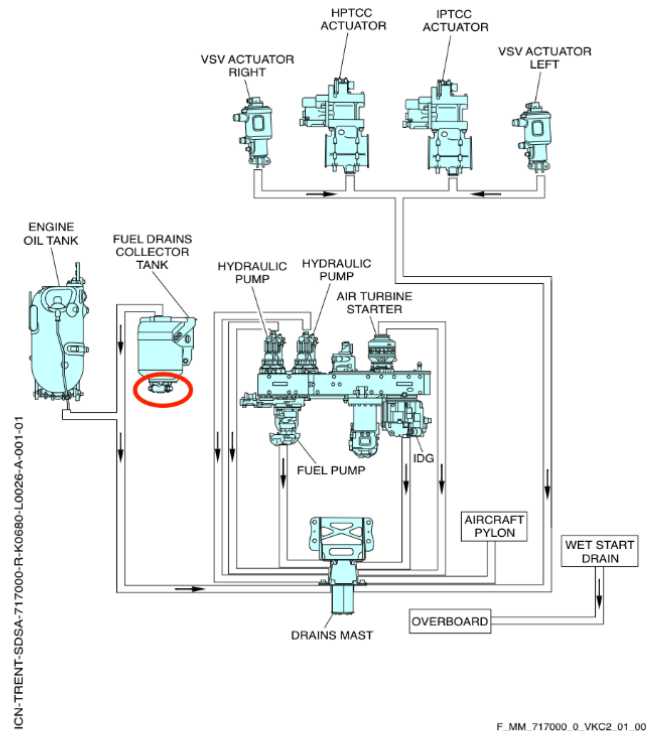
Drains system berfungsi untuk mengeluarkan dan membuang *fuel* dan/atau oli jika terjadi kebocoran dari *seal* internal pada komponen primer tertentu. Kemudian berfungsi untuk mengeluarkan dan membuang semua cairan yang tidak diinginkan yang terkumpul di dalam *pylon*, *cowl*, dan *fairing*. Selain itu, *drains system* juga berfungsi untuk mengumpulkan *fuel* yang tidak terbakar dari ruang bakar setelah mesin dimatikan atau prosedur start tidak selesai. Kebocoran dari aksesoris dialirkan ke luar melalui *drains mast*. Komponen yang terhubung dengan *drains mast* terdiri dari *Air Oil Heat Exchanger* (AOHE), pompa hidrolis nomor 1, pompa hidrolis nomor 2, LP/HP *fuel pumps*, *Fuel Metering Unit* (FMU), *pneumatic starter*, IDG, aktuatur VSV, *drain collector tank*, dan *oil tank*. Dua aktuatur VSV, AOHE, dan FMU, bersama dengan IDG dan *starter*, semuanya terhubung ke saluran pembuangan yang sama pada *drains mast*. Namun, setiap aktuatur, seperti AOHE dan IDG, memiliki tabung pembuangannya sendiri dengan bak penampung yang dirancang untuk deteksi kebocoran yang lebih baik. Tabung-tabung lain dalam *drains system* membuang cairan yang tidak diinginkan dari struktur utama *pylon*, dari area di belakang *fairing* inti dan dari area turbin LP. [1]



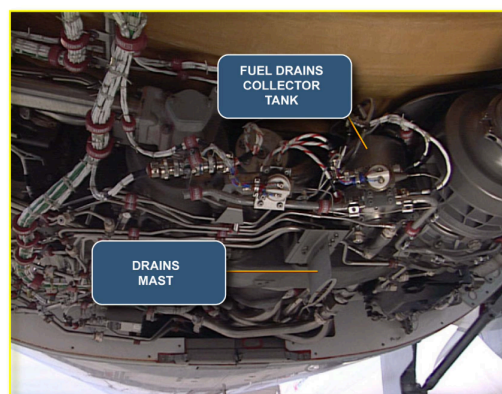
Gambar 2: Engine Drains System Schematic A330

Berdasarkan AMM 71-70-00-00, *drains system* merupakan sistem pengumpulan *fuel* jika mesin berhenti bekerja atau gagal dihidupkan dengan benar. Sistem ini mengumpulkan *fuel* dan mengirimkannya kembali ke *fuel pump* untuk digunakan kembali. Jika ada terlalu banyak *fuel* atau cairan yang tidak diinginkan, sistem ini juga dapat membuangnya dengan aman sehingga tidak ada risiko kebakaran mesin saat mesin sedang berjalan atau setelah dimatikan termasuk membuang cairan yang mungkin terkumpul di area *pylon* dan *nacelle*. *Drains system* terdiri dari *fuel drains collector tank* yang mengumpulkan *fuel* saat mesin dimatikan. *Tank* ini mengumpulkan *fuel* yang mengalir dari *fuel manifold*. Ketika mesin hidup kembali, *fuel drains tank ejector* memompa *fuel* yang terkumpul kembali ke saluran masuk *HP fuel pump*. Jika *collector tank* terlalu penuh, *tank* ini juga memiliki sambungan ke *fuel drains tank ejector* untuk mengeluarkan *fuel* yang berlebih. Selain itu, *drains system* dilengkapi dengan *drains mast* yang terhubung ke area tertentu pada mesin dengan menggunakan *tubes* sehingga memungkinkan cairan mengalir dari area-area ini dan membantu mencegah potensi kebakaran pada mesin. Komponen dari *drains system* yaitu *fuel drains collector tank*, *drains mast*, *pylon*, *LP compressor case zone drain*, *forward core zone drain*, *rear core zone drain*, dan *turbine wet start drain*. *Fuel drains collector tank* merupakan komponen berbentuk silinder yang dipasang dengan *bracket* ke *external gearbox*. *Tank* ini dirancang dengan kapasitas untuk menahan *fuel* yang terkuras dari mesin selama satu kali pemadaman mesin dan tiga kali gagal menghidupkan mesin. Di bagian atas

tank terdapat dua tabung *fuel* yang dipasang dengan baut. Salah satu tabung ini berasal dari *fuel manifold* melalui *Hydro-Mechanical Unit* (HMU). Di antara ejektor dan *tank* terpasang Non Return Valve (NRV). NRV memastikan bahwa aliran *fuel* balik dari suplai LP tidak masuk ke dalam *tank*. Hal ini dapat terjadi ketika sistem *fuel* diberi tekanan oleh pompa tangki pesawat dan mesin tidak beroperasi. Di bagian bawah *tank* terdapat *float valve* yang memastikan bahwa udara tidak masuk ke suplai ke pompa *fuel* LP ketika *tank* kosong. Tabung lainnya menghubungkan *tank* ke *drain mast*. Di bagian bawah *tank* terdapat *fuel drains tank ejector* yang dipasang menggunakan baut. Selama mesin beroperasi, *fuel* mengalir terus menerus melalui *ejector*. *Fuel* yang dialirkan ke dalam *fuel drains collector tank* juga diarahkan ke saluran masuk LP *fuel pump* oleh *fuel drains tank ejector* selama masih ada *fuel* di dalam *tank*. [2]



Gambar 3: Engine Drains Schematic A330



Gambar 4: Drains Mast & Fuel Drains Collector Tank

Kebocoran pada pesawat terbagi menjadi empat berdasarkan jumlah *fuel* yang terkumpul dalam jangka waktu 30 menit dan ukuran area yang tercakup dalam *fuel* yang bocor, yaitu *stain*, *seep*, *heavy seep*, dan *running leak*. *Stain* terjadi ketika *fuel* yang terkumpul membentuk area berdiameter kurang dari $\frac{3}{4}$ inci. *Seep* terjadi jika *fuel* yang terkumpul membentuk area berdiameter antara $\frac{3}{4}$ hingga $1\frac{1}{2}$ inci. *Heavy seep* terjadi ketika *fuel* yang terkumpul

menutupi area berdiameter 1½ inci hingga 4 inci. *Running leak* merupakan kategori yang paling parah, di mana *fuel* menggenang dan menetes dari pesawat. Kebocoran ini dapat menyebar di sepanjang permukaan pesawat dalam jarak yang jauh. [3]

Jenis kebocoran yang ditemukan pada penelitian ini yaitu *stain*..

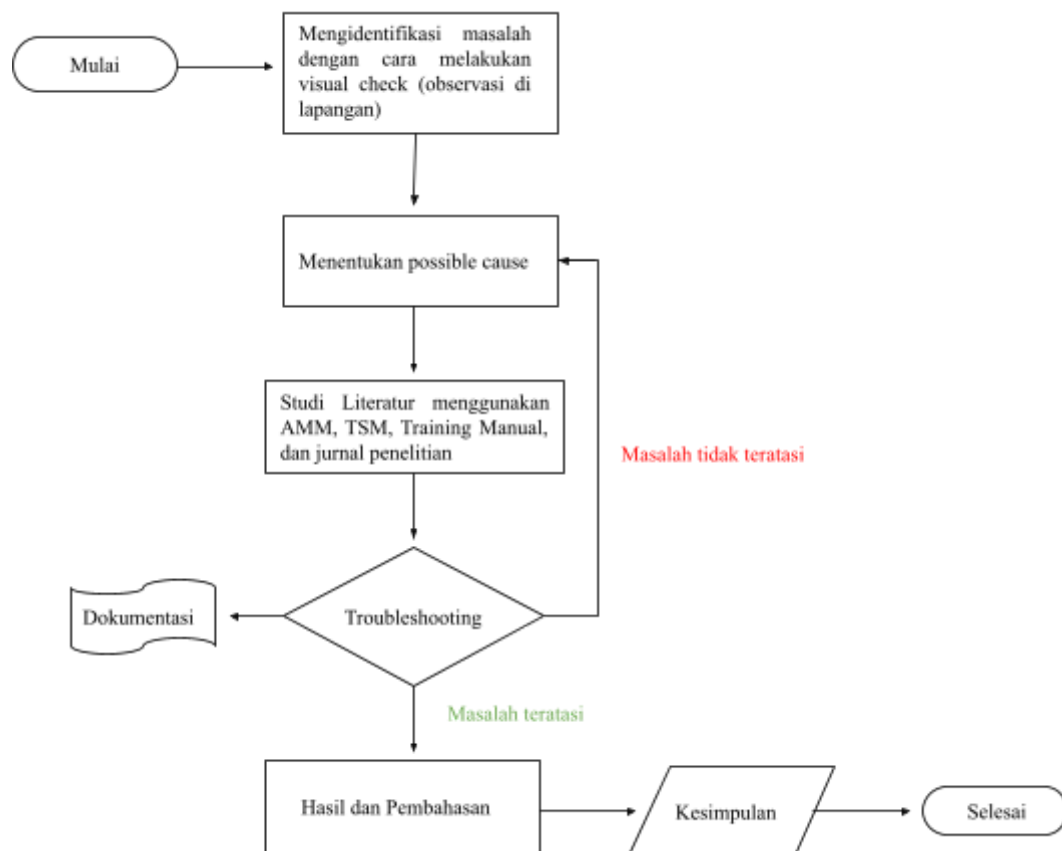
Metodologi Penelitian

Metode penelitian ini dirancang untuk menyelidiki kebocoran *fuel* pada *drains system* pada pesawat Airbus A330-300 PK-GHC milik maskapai Garuda Indonesia yang ditangani oleh PT. GMF Aeroasia Denpasar *Line Maintenance*. Penelitian ini menggunakan dokumen manual yang diterbitkan oleh manufaktur sebagai landasan utama, yaitu *Aircraft Maintenance Manual (AMM)*, *Troubleshooting Manual (TSM)*, *Technical Training Manual* yang berdasarkan *ATA Chapter 71 Powerplant*, dan jurnal penelitian terkait, serta observasi di lapangan untuk mendapatkan perspektif langsung dari *engineer* dan teknisi pesawat untuk memahami secara komprehensif mengenai kebocoran *fuel* yang terjadi.

Aircraft Maintenance Manual (AMM) menjadi referensi kunci dalam melakukan pemeliharaan pesawat, yang mencakup berbagai prosedur, petunjuk, dan informasi teknis yang diperlukan untuk menjaga keandalan dan keselamatan pesawat. Selain AMM, penelitian juga merujuk kepada *Troubleshooting Manual (TSM)* yang berisi prosedur dan panduan untuk mendiagnosis kegagalan yang terjadi pada sistem-sistem pesawat, serta langkah-langkah *troubleshooting* yang harus diikuti untuk melakukan perbaikan yang sesuai. Penelitian juga mengandalkan *Technical Training Manual* yang merupakan manual yang menyediakan instruksi, prosedur, dan informasi terperinci mengenai berbagai aspek perawatan pesawat.

Dalam penelitian ini, penulis juga mengambil data melalui jurnal penelitian terkait serta observasi di lapangan untuk mendapatkan pengalaman praktis selama proses penelitian.

Berikut tahapan penelitian yang disajikan dalam bentuk *flowchart* :



Gambar 5: *Flowchart* penelitian

- 1) Pertama, penelitian akan dilakukan dengan cara melakukan observasi berupa visual check di lapangan untuk mengidentifikasi masalah kebocoran *fuel*. Kebocoran biasanya terjadi di mana dua saluran bahan bakar (*fuel lines*) bergabung bersama atau di mana saluran *fuel* bertemu dengan suatu komponen. Terkadang, masalahnya mungkin ada di dalam komponen itu sendiri, yang menyebabkan kebocoran dari dalam (*internal leak*). Jadi, penting untuk memeriksa semua area ini dengan cermat untuk menemukan dan memperbaiki masalah ini.



Gambar 6: Kebocoran *fuel*

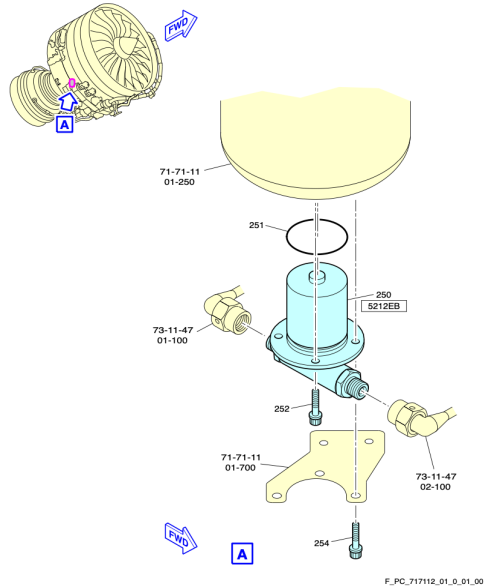
- 2) Menentukan rumusan masalah berupa kemungkinan-kemungkinan terjadinya kebocoran *fuel* tersebut, seperti *seal* yang sudah kendur, *connector* yang harus diganti, *o-ring* yang rusak, dan lain-lain.
- 3) Penelitian dilanjutkan dengan cara studi literatur dengan membaca AMM, TSM, *Training Manual*, serta jurnal penelitian terkait.
- 4) Melakukan proses *troubleshooting* sesuai dengan prosedur yang ada di manual dan mengumpulkan dokumentasi.
- 5) Selanjutnya, jika masalah tidak teratasi maka kembali lagi menentukan rumusan masalah.
- 6) Penelitian akan dilanjutkan dengan pembahasan hasil yang diperoleh jika masalah teratasi.
- 7) Setelah kesimpulan didapatkan maka penelitian selesai dilakukan.

Analisa Data dan Pembahasan

Penelitian ini dilakukan berdasarkan temuan kebocoran *fuel* pada pesawat Airbus A330-300 PK-GHC yang terdeteksi saat pesawat RON (*Remain Over Night*). Kebocoran tersebut terjadi di area *fuel drains tank ejector*, yang merupakan bagian dari *engine drains system*. Sistem ini berfungsi mengumpulkan dan mengeluarkan *fuel* atau cairan yang tidak diinginkan dari mesin pesawat untuk mencegah masalah operasional atau risiko kebakaran. Mengutip kembali dari bab 1, *fuel drains tank ejector*, yang terletak di bawah *fuel drains collector tank* dan dipasang menggunakan *bolt*, berfungsi mengalirkan *fuel* dari *fuel collector tank* ke *LP fuel pump* saat mesin beroperasi. *Ejector* ini bekerja dengan memanfaatkan perbedaan tekanan antara *engine manifold* dan *fuel tank* untuk menarik sisa *fuel* dari *manifold* ke dalam *tank*. Selain itu, *ejector* ini dilengkapi dengan *check valve* atau *Non-Return Valve* (NRV) untuk mencegah *fuel* mengalir kembali ke *tank* saat sistem dimatikan. [4] Komponen dari *fuel drains tank ejector* meliputi *connector*, *seal ring*, *bolt*, dan *bracket*. *Ejector* ini memiliki dua *connector*, masing-masing terletak di sebelah kiri dan kanan.

Langkah pertama yang harus dilakukan untuk mengetahui apa permasalahan yang ada adalah dengan cara melakukan *visual check* yaitu observasi langsung di lapangan. Saat *visual check* dilakukan terlihat adanya kebocoran berupa *stain* pada pesawat, dengan diameter kurang dari $\frac{3}{4}$ inci. Kebocoran ini terjadi pada bagian *fuel drains tank ejector*. *Possible cause* kebocoran ini antara lain *seal* yang kendur, *connector* yang harus diganti, atau

o-ring yang rusak.



Gambar 6: Fuel drains tank ejector [5]

Berdasarkan AMM (Aircraft Maintenance Manual) 71-71-00-200-802-A- Inspection of Drain Tubes, dijelaskan bahwa jika drain tube connector mengalami damage dan leak maka komponen tersebut harus diganti.[6]

Setelah dievaluasi, ditemukan bahwa masalahnya ada pada connector sebelah kiri (input) yang sudah rusak sehingga menyebabkan connector harus diganti. Berdasarkan TSM 71-71-00-810-801-A seperti pada gambar 7 di bawah ini, jika terjadi kebocoran maka langkah yang harus dilakukan adalah melakukan pelepasan dan pemasangan kembali fuel drains tank ejector.

AIRBUS	JOB CARD	REV DATE: Jan 01/2024
	TSM - GIA - A330	TASK: 71-71-00-810-801-A 71-71-00-02 CONF 25
Tail Number - MSN - FSN: ALL	TITLE: 71-71-00-810-801-A - Leakage from the Engine Drain Mast	MPD TASK: NONE

AIRBUS	JOB CARD	REV DATE: Jan 01/2024
	TSM - GIA - A330	TASK: 71-71-00-810-801-A 71-71-00-02 CONF 25
Tail Number - MSN - FSN: ALL	TITLE: 71-71-00-810-801-A - Leakage from the Engine Drain Mast	MPD TASK: NONE

<p>** ON A/C FSN 351-400</p> <p>TASK 71-71-00-810-801-A Leakage from the Engine Drain Mast</p> <p>1. Possible Causes:</p> <ul style="list-style-type: none"> - HMU (6000KC) - EJECTOR-FUEL DRAIN COLLECTOR TANK (5212EB) - ACTUATOR-VSV, L (6640K52) - ACTUATOR-VSV, R (6640K51) - VALVE/ACTUATOR-TURBINE CASE COOLING, HP (4597KS) - VALVE/ACTUATOR-TURBINE CASE COOLING, IP (4598KS) - PUMP ASSY-FUEL (5050EB) - PUMP-HYD, ENG (6000JG3) - PUMP-HYD, ENG (6000JG2) - IG (6000XU) - STARTER-AIR TURBINE (6000ES) - pylon zone A - external gearbox <p>2. Job Set-up Information</p> <p>A. Referenced Information</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>REFERENCE</th> <th>DESIGNATION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Ref. AMM 12-13-79-610-813</td> <td>Servicing of the Engine Oil System</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 12-13-79-680-805</td> <td>Drain the Engine Oil System</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 24-21-51-400-824</td> <td>Installation of the Integrated Drive Generator (IG 1(2))</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 29-11-51-000-814</td> <td>Removal of the Green Engine Hydraulic Pump</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 29-11-51-400-814</td> <td>Installation of the Green Engine Hydraulic Pump</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 54-50-00-200-820</td> <td>Operational and Visual Check of Zones A, C, F1, F2 and Double Skin Fuel Drain</td> </tr> </tbody> </table>	REFERENCE	DESIGNATION	Ref. AMM 12-13-79-610-813	Servicing of the Engine Oil System	Ref. AMM 12-13-79-680-805	Drain the Engine Oil System	Ref. AMM 24-21-51-400-824	Installation of the Integrated Drive Generator (IG 1(2))	Ref. AMM 29-11-51-000-814	Removal of the Green Engine Hydraulic Pump	Ref. AMM 29-11-51-400-814	Installation of the Green Engine Hydraulic Pump	Ref. AMM 54-50-00-200-820	Operational and Visual Check of Zones A, C, F1, F2 and Double Skin Fuel Drain	MECH.	INSP.
REFERENCE	DESIGNATION															
Ref. AMM 12-13-79-610-813	Servicing of the Engine Oil System															
Ref. AMM 12-13-79-680-805	Drain the Engine Oil System															
Ref. AMM 24-21-51-400-824	Installation of the Integrated Drive Generator (IG 1(2))															
Ref. AMM 29-11-51-000-814	Removal of the Green Engine Hydraulic Pump															
Ref. AMM 29-11-51-400-814	Installation of the Green Engine Hydraulic Pump															
Ref. AMM 54-50-00-200-820	Operational and Visual Check of Zones A, C, F1, F2 and Double Skin Fuel Drain															
JCP Title: fuel leak a330	CERTIFICATE OF TASK / INSPECTION COMPLETION: CERTIFIES THAT THE TASK / INSPECTION HAS BEEN COMPLETED TO THE REQUIRED STANDARD AND SUPPORTS THE FINAL MAINTENANCE RELEASE / CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE	Page 1 of 10 PRINT DATE: Mar 16/2024														

<table border="1"> <thead> <tr> <th>REFERENCE</th> <th>DESIGNATION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Ref. AMM 71-00-90-790-806</td> <td>Test 2A - Fuel and Oil (Low Power) - Leak Test</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 71-71-00-200-805</td> <td>Power Plant Drains Leakage Rates - Acceptance Standards</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 71-71-12-900-802</td> <td>Removal of Fuel Drains Tank Ejector</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 71-71-12-400-802</td> <td>Installation of Fuel Drains Tank Ejector</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 72-61-10-000-801</td> <td>Removal of the External Gearbox</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 72-61-10-400-801</td> <td>Installation of the External Gearbox</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 73-12-11-000-801</td> <td>Removal of the Fuel Pump</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 73-12-11-400-801</td> <td>Installation of the Fuel Pump</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 73-21-13-000-803</td> <td>Removal of the Hydromechanical Unit (HMU)</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 73-21-13-400-803</td> <td>Installation of the Hydromechanical Unit (HMU)</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 75-24-21-000-802</td> <td>Removal of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 75-24-21-400-802</td> <td>Installation of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 75-24-23-900-802</td> <td>Removal of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 75-24-23-400-802</td> <td>Installation of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve</td> </tr> <tr> <td>Ref. AMM 75-31-11-000-801</td> <td>Removal of the Right Variable Stator Vane (VSV) Actuator</td> </tr> </tbody> </table>	REFERENCE	DESIGNATION	Ref. AMM 71-00-90-790-806	Test 2A - Fuel and Oil (Low Power) - Leak Test	Ref. AMM 71-71-00-200-805	Power Plant Drains Leakage Rates - Acceptance Standards	Ref. AMM 71-71-12-900-802	Removal of Fuel Drains Tank Ejector	Ref. AMM 71-71-12-400-802	Installation of Fuel Drains Tank Ejector	Ref. AMM 72-61-10-000-801	Removal of the External Gearbox	Ref. AMM 72-61-10-400-801	Installation of the External Gearbox	Ref. AMM 73-12-11-000-801	Removal of the Fuel Pump	Ref. AMM 73-12-11-400-801	Installation of the Fuel Pump	Ref. AMM 73-21-13-000-803	Removal of the Hydromechanical Unit (HMU)	Ref. AMM 73-21-13-400-803	Installation of the Hydromechanical Unit (HMU)	Ref. AMM 75-24-21-000-802	Removal of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve	Ref. AMM 75-24-21-400-802	Installation of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve	Ref. AMM 75-24-23-900-802	Removal of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve	Ref. AMM 75-24-23-400-802	Installation of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve	Ref. AMM 75-31-11-000-801	Removal of the Right Variable Stator Vane (VSV) Actuator	MECH.	INSP.
REFERENCE	DESIGNATION																																	
Ref. AMM 71-00-90-790-806	Test 2A - Fuel and Oil (Low Power) - Leak Test																																	
Ref. AMM 71-71-00-200-805	Power Plant Drains Leakage Rates - Acceptance Standards																																	
Ref. AMM 71-71-12-900-802	Removal of Fuel Drains Tank Ejector																																	
Ref. AMM 71-71-12-400-802	Installation of Fuel Drains Tank Ejector																																	
Ref. AMM 72-61-10-000-801	Removal of the External Gearbox																																	
Ref. AMM 72-61-10-400-801	Installation of the External Gearbox																																	
Ref. AMM 73-12-11-000-801	Removal of the Fuel Pump																																	
Ref. AMM 73-12-11-400-801	Installation of the Fuel Pump																																	
Ref. AMM 73-21-13-000-803	Removal of the Hydromechanical Unit (HMU)																																	
Ref. AMM 73-21-13-400-803	Installation of the Hydromechanical Unit (HMU)																																	
Ref. AMM 75-24-21-000-802	Removal of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve																																	
Ref. AMM 75-24-21-400-802	Installation of the High Pressure Turbine Case Cooling (HPTCC) Actuating Valve																																	
Ref. AMM 75-24-23-900-802	Removal of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve																																	
Ref. AMM 75-24-23-400-802	Installation of the Intermediate Pressure Turbine Case Cooling (IPTCC) Actuating Valve																																	
Ref. AMM 75-31-11-000-801	Removal of the Right Variable Stator Vane (VSV) Actuator																																	
JCP Title: fuel leak a330	CERTIFICATE OF TASK / INSPECTION COMPLETION: CERTIFIES THAT THE TASK / INSPECTION HAS BEEN COMPLETED TO THE REQUIRED STANDARD AND SUPPORTS THE FINAL MAINTENANCE RELEASE / CERTIFICATE OF RELEASE TO SERVICE	Page 2 of 10 PRINT DATE: Mar 16/2024																																

Gambar 7: TSM 71-71-00-810-801-A [7]

Tools, equipment, dan material yang dibutuhkan antara lain yaitu container atau wadah yang bersih, wrench, torque wrench, ring seal, dan lock wire.

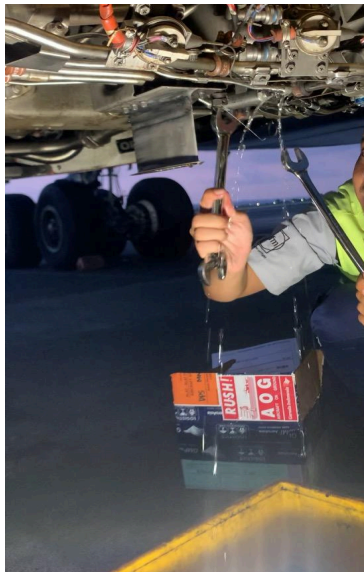
Job Set-Up :

- *Task 71-71-42-000-804-A - Removal of the Fuel Drains Tank Ejector*
 1. *Container atau wadah yang bersih diletakkan untuk menampung fuel.*



Gambar 8: Dokumentasi Fuel yang Sudah Ditampung

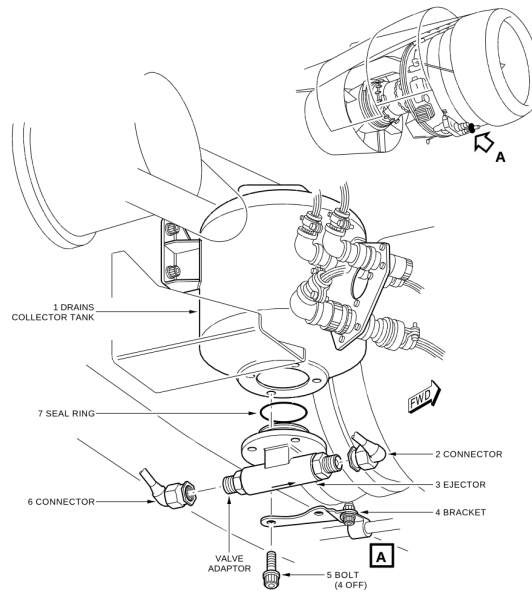
2. *Adaptor ejector valve ditahan dengan wrench dan connector dilepaskan dari ejector. Kemudian fuel dibiarkan mengalir dari tank dan tube ke dalam container.*



Gambar 9: Dokumentasi Pelepasan Connector

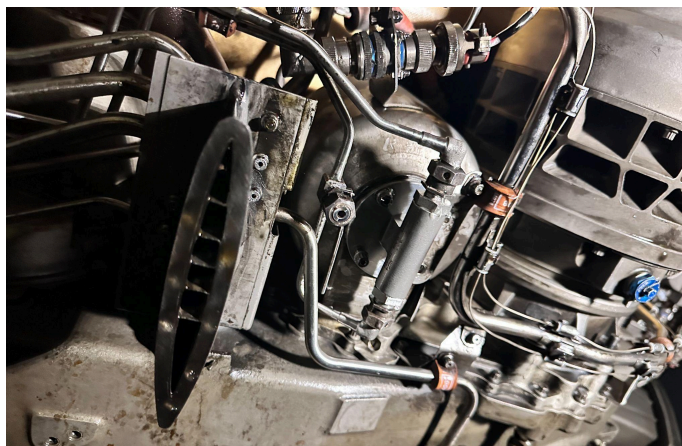
3. *Baut-baut dilepaskan.*
4. *Seal ring dilepaskan dan dibuang.*

5. Penutup (*cover protection*) dipasang dari semua bukaan.



Gambar 10: Fuel Drains Tank Ejector [7]

- *Task 71-71-42-400-804-A - Installation of the Fuel Drains Tank Ejector*
 1. Penutup (*cover protection*) dilepaskan.
 2. Seal ring yang baru dengan part number P/N AS43013-131 dipasang ke ejector.
 3. Ejector diletakkan pada posisinya dengan bracket dan baut.
 4. Baut dikencangkan hingga antara 90 dan 110 lbf.in (1,02 dan 1,24 m.daN).
 5. Connector yang baru disambungkan ke ejector.
 6. Adaptor ejector valve ditahan dengan wrench dan torsi connector antara 193,5 dan 236,5 lbf.in (2,19 dan 2,67 m.daN).
 7. Locking wire dipasang pada connector.



Gambar 11: Dokumentasi Connector yang Sudah Diganti dan Fuel Drains Tank Ejector Setelah Dipasang Kembali

Dokumentasi akhir yaitu memasukkan *swift* sebagai data pesawat yang sudah selesai di-*handle* seperti pada

Daftar Pustaka

- [1] *Technical Training Manual A330-200/300 ATA Chapter 70 Power Plant*
- [2] AMM (*Aircraft Maintenance Manual*) Airbus A330 Chapter 71
- [3] Aeronautics Guide. (2017). *Aircraft Fuel System Troubleshooting and Repair*. Diakses pada 16 Maret 2024, dari https://www.aircraftsystemstech.com/2017/04/aircraft-fuel-system-repair.html?expand_article=1
- [4] Dalton, William H., George L. Bennett., & Raymond Zagranski. (2000). *Manifold Drains System for Gas Turbine*. Diakses pada 20 Mei 2024, dari <https://patents.google.com/patent/US6442925B1/en>
- [5] AMM (*Aircraft Maintenance Manual*) Airbus A330 Figure 71-70-00-14800-25A (SHEET 2/2) *Engine Drains System*
- [6] AMM (*Aircraft Maintenance Manual*) Airbus A330 Chapter 71-71-00-200-802-A “Inspection of Drain Tubes” Rev date: Apr 1st, 2024
- [7] TSM (*Troubleshooting Manual*) Airbus A330 TASK 71-71-00-810-801-A “Leakage from the Engine Drain Mast” Rev date: Jan 1st, 2024