

PERANCANGAN AKTIVITAS *MAINTENANCE* DENGAN METODE *RELIABILITY* PADA SISTEM *AUXILIARY POWER UNIT (APU)* PESAWAT BOEING 737-500 STUDI KASUS DI PT. MMF SURABAYA

¹Mohammed Taaqbier, ²Edi Sofyan, ³Ferry Setiawan

Teknik Dirgantara, Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan Yogyakarta

Abstrak

Analisis *reliability auxiliary power unit* pada boeing 737-500 ini bertujuan untuk menentukan tingkat suatu kehandalan dan *failure mode* sehingga dapat dibentuk suatu *effective schedule maintenance* dan cara perawatan (*desain maintenance*) yang tepat berdasarkan kerusakan komponen *auxiliary power unit*. Analisis akan dilakukan menggunakan metode *reliability*, dimana menghitung umur suatu komponen seperti menghitung rata-rata (MTTF), *Reliability*, dan parameter kehandalan didapat menggunakan bantuan perangkat lunak *Microsoft excel*. Metode penelitian ini menggunakan pendekatan kuantitatif dan kualitatif yang dimana mengingat penelitian tersebut sudah terperinci pada proposal, Adapun langkah-langkah perawatan pesawat terbang merupakan salah satu kegiatan yang telah menjadi unsur penting dalam dunia penerbangan, dimana kegiatan ini tersusun baik secara terjadwal (*schedule*) dan secara tidak terjadwal (*unscheduled*) yang menyebabkan kerugian dalam operasi maupun pembiayaan perawatan (*maintenance cost*) yang dimana penelitian ini dapat mereduksi data dengan tujuan menyederhanakan dan mengkatagorisasi data secara terperinci. Hasil dari analisis memperlihatkan bahwa *top even reason of removal* disebabkan karena komponen *auxiliary power unit (APU)* pada *part start relay (electronic system)* merupakan *part* yang memiliki nilai *Risk Priority Number (RPN)* sebesar 194. Sementara itu *effective schedule maintenance* untuk system kerja *electronic system part* sebesar 201 jam terbang, *lubrication system* 601 *fligt cycle*, dan *system* sebesar 801 *fligt cycle*.

Kata Kunci: *Unscheduled, Reliability, Effective Schedule Maintenance*

Abstract

The reliability analysis of the auxiliary power unit on the Boeing 737-500 aims to determine the level of reliability and failure mode so that an effective maintenance schedule can be formed and an appropriate maintenance design (maintenance design) based on the damage to the auxiliary power unit component. The analysis will be carried out using the reliability method, which calculates the age of a component such as calculating the average (MTTF), reliability, and reliability parameters obtained using Microsoft Excel software. This research method uses a quantitative and qualitative approach which considering that the research has been detailed in the proposal, the aircraft maintenance steps are one of the activities that have become an important element in the world of aviation, where these activities are arranged both on a scheduled basis and systematically. Unscheduled which causes losses in operations and maintenance costs, where this research can reduce data with the aim of simplifying and categorizing the data in detail. The results of the analysis show that the top even reason of removal is due to the auxiliary power unit (APU) component in the start relay (electronic system) part which has a Risk Priority Number (RPN) value of 194. Meanwhile, the effective schedule maintenance for electronic work systems system parts for 201 flight hours, lubrication system 601 flight cycles, and systems for 801 flight cycles.

Keywords: *Unscheduled, Reliability, Effective Schedule Maintenance*

Pendahuluan

Pada zaman modern ini, pesawat terbang merupakan alat transportasi udara yang mempunyai tingkat keamanan (*safety*) dan kenyamanan yang tinggi, tak heran meningkatnya penumpang pesawat terbang saat ini. Pesawat terbang merupakan salah satu alat transportasi yang paling efektif atau efisien untuk digunakan di Indonesia, karena mampu menghubungkan masyarakat di berbagai pulau dengan lebih cepat dan aman. Seiring dengan perkembangan waktu, teknologi dan ilmu pengetahuan di dunia penerbangan sudah sangat maju, perkembangan itu bisa dilihat dari banyaknya *Airline* baru yang

¹ Email Address : mohammedtaaqbier09@gmail.com

Received 1 November 2021, Available Online 30 Desember 2021

bermunculan pada saat ini menggunakan pesawat teknologi yang canggih. Pesawat yang berteknologi canggih, membawa dampak positif di bidang teknologi dan ilmu pengetahuan penerbangan. Perbaikan pesawat harus difokuskan pada 2 (dua) sudut pandang yang signifikan, khususnya bagian dari perawatan pesawat dan mendukung kelancaran transportasi, mengingat kerusakan pesawat sekecil apa pun akan mengganggu dan menghambat kegiatan penerbangan. Kerusakan pada pesawat dapat disebabkan oleh beberapa hal, baik yang terjadi pada rangka pesawat maupun benda lain yang dapat merusak tampilan pesawat. Pesawat sebelum terbang atau setelah terbang harus diperiksa dan dipelihara secara konsisten sesuai metode yang ada. Adanya pemeriksaan dan dukungan standar tersebut dengan tujuan agar semua kerangka dan bagian dalam pesawat dapat bekerja dengan baik dan aman. Salah satu kerangka yang harus dalam kondisi yang dapat diterima adalah kerangka pada Unit Tenaga Pembantu (APU). *Auxiliary Power Unit (APU)* adalah motor turbin gas, yang menghasilkan gaya listrik dan mekanik. Gaya yang dihasilkan oleh APU dikompresi pada 40 psi dengan suhu 3900F-4400F, sedangkan gaya listrik pada APU adalah 115V AC 400 Hz 3 tahap. Tenaga tersebut digunakan untuk sistem pendingin berapa kapasitas untuk mendinginkan kabin dan sistem pasokan saluran pembuangan untuk memutar motor, sedangkan gaya listrik pada APU digunakan untuk sistem penerangan dan komponen pada papan kontrol. APU terhubung ke ekor pesawat yang terletak di pangkalan. Ketika di darat APU dapat menghasilkan daya dan secara bersamaan, ketika pesawat APU dalam penerbangan digunakan di sisi lain, pada ketinggian 3050 m APU biasanya menggunakan gaya dan daya, pada ketinggian hanya satu gaya yang digunakan secara elektrik atau , dan pada ketinggian 5200 m hanya gaya listrik yang digunakan. Umumnya APU digunakan pada saat pesawat berada di darat dan jarang digunakan pada saat pesawat dalam penerbangan, karena persediaan dan daya telah diperoleh dari APU.

Landasan Teori

Suatu perawatan yang berisi tentang pengecekan ataupun inspeksi yang tidak terjadwal pada pesawat terbang (diluar jadwal *maintenance board document*). Sistem atau unit yang terdeteksi oleh keadaan atau kejadian yang tidak seharusnya, antara lain : *hard landing*, *overweight landing*, *bird strike*, *lightning strike* maupun *foreign object damage (FOD)*. Menurut Nowlan dan Heap (1978), *maintenance program* atau program perawatan yang dimiliki oleh operator memiliki 4 tujuan dalam pelaksanaannya. Keempat tujuan tersebut diantaranya, sebagai berikut:

- 1) Untuk memastikan keamanan *inheren (inherent safety)* dan tingkat keandalan dari perlengkapan.
- 2) Untuk mengembalikan keamanan (*safety*) dan keandalan ke tingkat yang seharusnya ketika terjadi penurunan.
- 3) Untuk mendapatkan informasi penting terkait perbaikan (*improvement*) desain terhadap bagian atau komponen yang terbukti tingkat keandalannya tidak memadai.
- 4) Untuk menyelesaikan tujuan-tujuan diatas dengan biaya minimal, termasuk biaya perawatan dan biaya sisa kegagalan.

Konsep Keandalan (*Reability*)

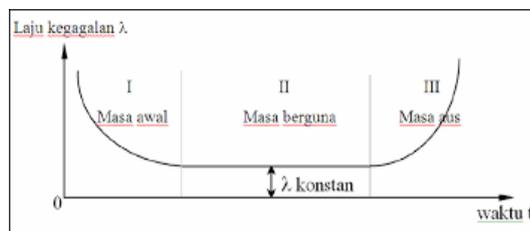
Reability atau keandalan didefinisikan sebagai kemampuan dari suatu komponen atau sistem untuk tidak mengalami kegagalan atau dapat melaksanakan fungsinya selama periode waktu (t) yang telah ditentukan. kesempurnaan kerangka kerja. Penilaian kualitas komponen yang baik dapat digunakan untuk menilai kemungkinan suatu bagian atau kerangka kerja untuk memainkan kapasitasnya dalam jangka waktu dan kondisi kerja tertentu. Keandalan menjadi sangat penting karena akan *profitabilitas* suatu perusahaan. Ada beberapa hal yang harus diperhatikan dalam keandalan (Reliability), sebagai berikut :

- a. Kegagalan (*failure*) dari komponen maupun sistem harus jelas dan dapat dikenali.
- b. Waktu kegagalan dapat diidentifikasi.

c. Pada saat kondisi normal, performansinya dapat diobservasi

Mengukur Keandalan (*Reability Measurement*)

Dalam menilai suatu keandalan sistem atau komponen, variabel yang dipakai umumnya adalah waktu. Pada saat $t = 0$, komponen atau sistem berada dalam kondisi akan beroperasi, sehingga probabilitas komponen atau sistem untuk mengalami kegagalan pada saat $t = 0$ adalah 0. Pada saat $t = \infty$, probabilitas untuk mengalami kegagalan dari suatu komponen atau sistem akan cenderung mendekati angka 1, Keandalan dari suatu komponen atau sistem dapat di plot dalam suatu kurva dengan variabel acak sehingga waktu sebagai satuan dan laju kegagalan dari komponen atau sistem sebagai koordinat. Kurva yang sering dipakai untuk menjelaskan perilaku dari komponen atau sistem adalah kurva *bathhtub* (*bathhub curve*). Sehingga dengan menggunakan *kurva bathhtub* dapat diketahui nilai efektifitas suatu sistem. Selain itu, *kurva bathhtub* juga dapat melihat tingkat kegagalan suatu sistem untuk mengetahui jumlah kegagalan yang terjadi selama waktu tertentu dibandingkan dengan total operasi sistem. Gambar di bawah ini menunjukkan lekukan bak mandi dan tiga bagian utamanya.



Gambar 1. Keandalan Reliability

Keandalan (*Reliability*) merupakan metode analisis yang dilakukan secara perhitungan matematis. Metode ini dapat dilakukan melalui perolehan data pemeliharaan (*maintenance record*) terhadap waktu kegagalan (*time to failure*) dan waktu perbaikan (*time to repair*) dari suatu komponen atau sistem. Keandalan dari suatu komponen atau sistem adalah *probabilitas* untuk tidak mengalami kegagalan atau dapat melaksanakan fungsinya selama periode waktu (t) atau lebih. Secara matematis keandalan di modelkan sebagai model distribusi kegagalan. Model distribusi tersebut Bernad's Median Rank merupakan analisis data yang digunakan dalam distribusi *weibull* dimana data tersebut di ranking dari yang terkecil hingga besar dan digunakan untuk menentukan simpangan kuadrat X dan Y, secara matematis dapat ditulis:

$$BMR = \frac{ARi - 0,3}{n + 0,4}$$

Keterangan:

ARi = rank yang telah di sesuaikan ke i

n = jumlah data

Simpangan Kuadrat Y dan X yang digunakan untuk menentukan *shape parameter* (β) dalam distribusi *Weibull*, secara matematis dapat ditulis sebagai berikut:

$$X = \ln BMR$$

$$Y = \ln (\ln 1/1 - BMR)$$

Laju Kegagalan (*Failure Rate*) merupakan banyaknya kegagalan per satuan waktu. Laju kegagalan dinyatakan sebagai perbandingan antara banyaknya kegagalan yang terjadi dalam selang waktu tertentu dan total waktu operasi pada suatu komponen atau sistem. Laju kegagalan dapat dihitung dengan persamaan dibawah ini:

$$\lambda = \frac{f}{R} \text{ dan } \lambda(t) = \frac{f(t)}{R(t)}$$

Keterangan:

$f(t)$ = Banyaknya kegagalan waktu operasi (t)
 t = Total waktu operasi
 $\lambda(t)$ = Laju kegagalan
 $R(t)$ = Kehandalan waktu

Peluang Waktu Kegagalan (*Unreliability*) merupakan suatu kondisi operasi (*survivor function*) pada suatu komponen, secara matematis dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$F(t) = \text{Weibull. Dist } f(t). \beta. \alpha$$

Keterangan:

$F(t)$ = peluang waktu kegagalan
 $f(t)$ = Banyaknya kegagalan waktu operasi t
 β = *Shape parameter*
 α = *Scale parameter*

Distribusi Weibull sering digunakan dalam kehandalan. Model *bathub curve* merupakan dasar untuk melakukan analisis keandalan suatu komponen atau sistem. Penambahan parameter di dalam distribusi *weibull* dapat mempresentasikan banyaknya *Probability Density Function* (PDF), distribusi *weibull* banyak digunakan karena distribusi ini memiliki *shape parameter* sehingga distribusi dapat memodelkan berbagai macam data. Untuk distribusi *weibull* memakai dua parameter, maka PDF distribusi *weibull* adalah:

$$f(t) = \frac{\beta}{a} \left[\frac{t}{\alpha} \right]^{\beta-1} \exp \left[- \left(\frac{t}{\alpha} \right)^\beta \right]$$

Fungsi kehandalan distribusi *weibull*:

$$\lambda(t) = \frac{\beta}{a} \left[\frac{t}{\alpha} \right]^{\beta-1}$$

Laju kegagalan distribusi *weibull*:

$$R(t) = \exp \left\{ - \left(\frac{t}{\alpha} \right)^\beta \right\}$$

Waktu rata-rata kegagalan distribusi *weibull*:

$$\text{MTTF} = \alpha \left(1 + \frac{1}{\beta} \right)$$

Sedangkan untuk distribusi *weibull* memakai tiga parameter, maka PDF distribusi *weibull* adalah:

$$f(t) = \frac{\beta}{a} \left[\left(\frac{t-\gamma}{\alpha} \right)^{\beta-1} \right] \exp \left[- \left(\frac{t-\gamma}{\alpha} \right)^\beta \right]$$

Fungsi kehandalan distribusi *weibull*:

$$R(t) = \exp \left\{ - \left(\frac{t-\gamma}{\alpha} \right)^\beta \right\}$$

Laju kegagalan distribusi *weibull*:

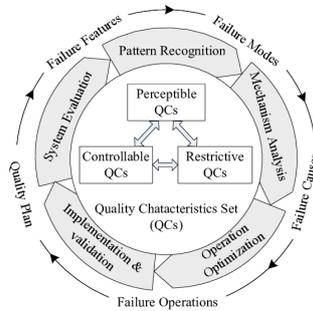
$$\lambda(t) = \frac{\beta}{a} \left[\frac{t-\gamma}{\alpha} \right]^{\beta-1}$$

Waktu rata-rata kegagalan distribusi *weibull*:

$$\text{MTTF} = \gamma + \alpha \left(1 + \frac{1}{\beta} \right)$$

Failure Mode Effect and Critically Analysis (FMECA)

Failure Mode Effect Critically Analysis (FMECA) merupakan suatu metode yang bertujuan untuk mendesain suatu system dengan mempertimbangkan macam-macam mode kegagalan dari sistem yang terdiri dari beberapa komponen dan menganalisis pengaruhnya terhadap keandalan system tersebut. Dengan penelusuran pengaruh kegagalan komponen sesuai dengan *level* sistem, item-item khusus yang kritis dapat dinilai dan tindakan-tindakan perbaikan diperlukan untuk memperbaiki *desain* dan mengeliminasi probabilitas dari mode-mode kegagalan yang kritis. Metode FMECA merupakan metode pendekatan yang menerapkan suatu metode pentabelan untuk membantu operator untuk mendefinisikan mode kegagalan *potensial* dan efeknya. Dalam FMECA dapat dilakukan perhitungan RPN untuk menentukan tingkat kegagalan tertinggi. *Risk Priority Number* (RPN) merupakan hubungan antara tiga buah *variabel* yaitu *severity* (keparahan), *occurrence* (frekuensi kejadian), *detection* (deteksi kegagalan) yang menunjukkan tingkat resiko yang mengarah pada tindakan perbaikan. *Saverity* merupakan konsekuensi dari kegagalan yang seharusnya terjadi padanya, *occurrence* merupakan kemungkinan atau terjadinya kegagalan, dan *detection* merupakan kemungkinan dari kegagalan dapat terdeteksi sebelum pengaruh dari akibat yang terjadi. Berikut merupakan tampilan *logsheet* FMECA yang dapat dilihat pada gambar berikut ini:



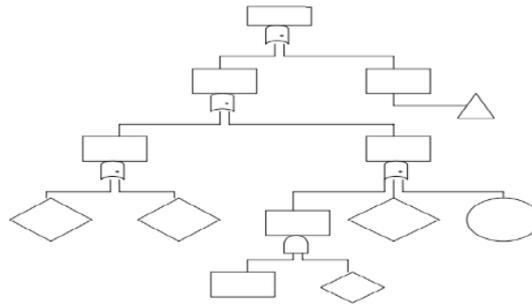
Gambar 2. Siklus FMECA

Component and function	Potential Failure Mode	Potential Effect of Failure	S E V	Potential Causes of Failure	O C C	Current Controls	D E T	R P N

Gambar 3. Tampilan Logsheets FMECA

Fault Tree Analysis (FTA)

Fault Tree Analysis (FTA) adalah work-site atau disebut juga pendekatan "top down" karena penelitian ini dimulai dari tingkat kerangka kerja (atas) dan berlanjut ke bawah. Tahap awal analisa ini adalah bukti yang dapat dikenali dari mode kegagalan (*failure*) yang berguna di kerangka kerja atau subsistem. FTA adalah strategi yang umumnya digunakan untuk studi yang diidentifikasi dengan bahaya dan kualitas yang tak tergoyahkan dari kerangka kerja desain. Peluang potensial yang menyebabkan kekecewaan kerangka kerja desain dan kemungkinan terjadinya peristiwa dapat ditentukan oleh FTA. Sebuah peristiwa puncak yang merupakan arti dari kegagalan kerangka kerja, dalam mengembangkan FTA. Sebuah *fault tree* mengilustrasikan keadaan dari komponen sistem (*basic event*) dan hubungan antara *basic event* dan *top event*. Simbol yang dipakai untuk menyatakan hubungan disebut gerbang logika (*logic gate*). *Output* dari sebuah gerbang logika ditentukan oleh *event* yang masuk kegerbang tersebut, dibawah ini merupakan contoh kasus dari penggunaan metode *Fault Tree Analysis* (FTA) terdapat pada gambar 4 berikut ini:



Gambar 4. Contoh Metode FTA

Desain *Maintenance Auxiliary Power Unit* GTCP85-129

Desain *maintenance* merupakan hasil yang di dapatkan dari analisis secara kualitatif dan kuantitatif menggunakan hasil analisis FMECA dan FTA dimana kerusakan dominan part komponen dapat diketahui sehingga dapat dibentuk suatu *maintenance* atau perawatan pencegahan (*preventive maintenance*) ataupun perbaikan (*corrective maintenance*) yang mencakup *inspeksi/check*, *testing*, *repair*, dan *cleaning* sesuai kerusakan *part* atau bagian yang telah diketahui berdasarkan dokumen komponen *auxiliary power unit* berupa *Component Maintenance Manual* (CMM), *Aircraft Maintenance Manual* (AMM) ATA CHAPTER 49 *Auxiliary Power Unit*, dan *Illustrated Part Catalog* (IPC).

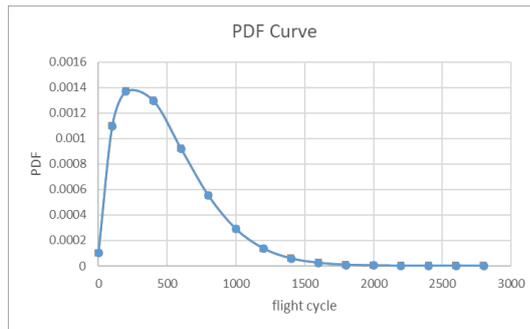
Hasil dan Pembahasan

Pengolahan Data *Electronic System* Analisis *weibull* kategori kelompok *Elektronik system auxiliary power unit* menggunakan analisis *weibull* 2 parameter yaitu parameter bentuk (β) dan parameter skala (α) dengan *interval* variasi *cycle* setiap penambahan 200 jam terbang. Dari analisis tersebut didapat hasil yang dapat dilihat pada tabel 4.6 berikut ini:

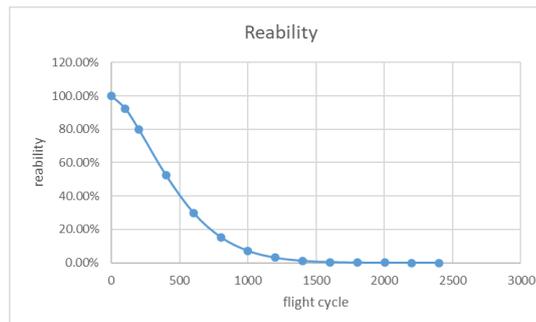
Tabel 1. Hasil Analisis *Electronic System*

	Rank Regression on Y	Rank Regression on X
Beta (β)	0.534	1.534
Intercept (C)	-3.708	-9.628
Eta	1024.51	531.786
MTTF (FC)	1822.58	478.821

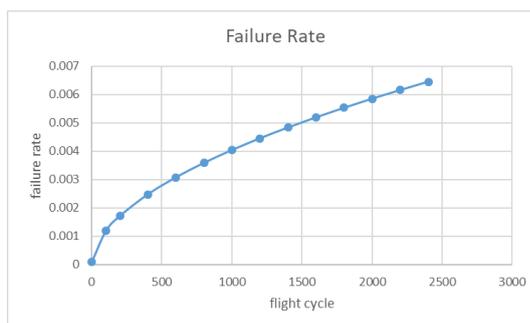
Berdasarkan hasil tersebut nilai *parameter* bentuk (β) yang didapatkan dari perhitungan *slope* nilai X & Y *plot*, selanjutnya nilai *intercept* didapatkan dari *regresi linier* yang memotong sumbu Y yang kemudian nilai *parameter* bentuk dan *intercept* dihitung dengan cara pembagian *exponent* hingga didapatkan nilai *eta*. Nilai *eta* tersebut yang digunakan untuk menghitung nilai *Mean Time To Failure* (MTTF) sehingga di dapatkan nilai RRY sebesar 1822.58 FC dan nilai RRX sebesar 478.821 FC. Selanjutnya dari data hasil tersebut nilai RRX akan diplot ke dalam sebuah grafik hubungan antara nilai *flight cycle* vs *Probability Density Function* (PDF), *flight cycle* vs *reliability*, *flight cycle* vs *failure rate* dengan target keandalan yang ditentukan sebesar 0,7 berdasarkan standar dari PT. Merpati Maintenance Facility. Berikut merupakan gambar hasil grafik *flight cycle* vs PDF, *flight cycle* vs *reliability*, *flight cycle* vs *failure rate* yang dapat dilihat pada gambar berikut:



Gambar 5. PDF Curve



Gambar 6. Reliability



Gambar 7. Failure Rate

Dari plot data nilai RRX kedalam grafik antara *flight cycle* vs PDF tersebut didapatkan hasil nilai PDF minimum sebesar 0,0013703 C dengan nilai *reability* sebesar 79,87% atau 0,7987 C, dan nilai *failure rate* sebesar 0,001715703 C, sedangkan untuk nilai maximum PDF sebesar 0,00129711 C dengan nilai *reability* sebesar 52,28% atau 0,5228 C, dan nilai failure rate sebesar 0,002481032 C. Hal ini menunjukkan bahwa *electronic system* masih berada pada zona *wearout life* dimana kegagalan masih akan terus meningkat seiring bertambahnya waktu hingga titik puncak (*peak*) sebesar 0,002481032 C sebagai batas antara *potential failure* dengan *functional failure*, sehingga *preventive maintenance* perlu diaplikasikan untuk *part/system* yang berada pada wear-out zone, dimana maximum life time criticalnya sebesar 401 jam terbang. Hal ini disebabkan karena bagian atau part dari *electronic system* merupakan part yang termasuk dalam komponen kritis sehingga jika mengalami kegagalan maka akan sangat berpengaruh terhadap sistem dan memerlukan biaya (*maintenance cost*) yang cukup tinggi.

Analisis FMECA

Dari analisis FMECA yang dilakukan didapatkan hasil bahwa terdapat top 3 failure mode yang terjadi pada komponen *Auxiliary Power Unit*. Sedangkan untuk hasil nilai RPN diperoleh dua *failure mode* dari komponen *Auxiliary Power Unit* yang memiliki tingkat resiko tinggi atau nilai RPN ≥ 100 yaitu

part *Start Relay* mengalami karbonasi dengan nilai RPN sebesar 192, sedangkan hasil RPN < 100 dengan kategori kerusakan part *Oil Filter* yang mengalami kebocoran dan tersumbat dengan nilai RPN sebesar 80 dan *Igniter Plug* sebesar 42. Selain itu dari hasil analisis FMECA ini pun menghasilkan *part critically* komponen dimana komponen tersebut tidak dilihat berdasarkan RPN, namun dilihat berdasarkan justifikasi *engineer* dikarenakan jika mengalami kegagalan (*failure*) dapat melumpuhkan sistem kerja komponen *Auxiliary Power Unit*.

Item	Componen Function	Potential Failure Mode	potential Effect of Failure	S E V	Potential Cause Of Failure	O C C	D E T	RPN
Start Relay	menggerakan tuas saklar yang meneruskan electric ke starter motor dan ignition System	terjadinya karbonasi yang menyebabkan loncatan elektron pada contactor pada saat posisi close dan Open	starter motor trouble sehingga tidak dapat di oprasikan	8	terjadi carbonasi menipisnya contactor over voltage	6	4	192
oil filter	agar material dapat di saring yang tidak dipakai di dalam oil yang keluar dari oil pum tidak masuk dalam komponen APU	Crack pada spot welding seat assy mentok di housing sebelum gasketnya	Filter bocor filter tersumbat	4	penggunaan seat assy yang berbeda posisi embos diluar packing	5	4	80
Igniter Plug	menghasilkan bunga api pada saat proses pembakaran pada APU	Indicator (EGT) meter tidak beroperasi semestinya	igniter cable terjadi over voltage sehingga lilitan putus	7	adanya crack dan corosi pada igniter plug	3	2	42

Gambar 8. Analisis FMECA

Pengolah Data FTA

Dari analisis FTA komponen *Auxiliary Power Unit* pesawat Boeing 737-500 didapatkan bahwa *Top Event*-nya adalah *Auxiliary Power Unit*. Hal ini dapat terjadi apabila salah satu kejadian dibawah gerbang [G0] yaitu [G1] *Start Relay*, [G2] *Oil Filter*, [G3] *Igniter Plug* terjadi kegagalan, Tiap gerbang dibawah [G0] lalu ditelusuri kembali *basic event* penyebab kemungkinan terjadinya di gerbang [G1],[G2], dan [G3]. Untuk kejadian diatas gerbang [G1] yaitu *Start Relay* akan gagal apabila salah satu faktor dibawah gerbang [G1] terjadi, yaitu karena *Contactor close and open* ataupun *Coil* (lilitan) putus karena tegangan yang sangat tinggi *Over Voltage*. Selain itu faktor penyebab terjadinya *Contactor close and open* disebabkan karena *Carbonasi* menyebabkan *stuck* pada *connactor*, sedangkan faktor penyebab *Coil* (lilitan) putus disebabkan karena *Over Voltaga* karena tegangan yang besar yang menyebabkan lilitan putus. Untuk kejadian [G2] *Oil Filter* akan mengalami kegagalan apabila terjadi inspeksi yang kurang tepat ataupun karena materialnya yang telah rusak. Demikian pula kejadian [G3] *Igniter Plug* akan mengalami kegagalan apabila sering terjadi *over voltage* sehingga lilitannya putus dan dapat mempengaruhi material lain sehingga terjadi *crack* dan *corosi*.



Gambar 9. Analisis FTA

Desain Maintenance Auxiliary Power Unit GTCP85-129

Kategori dibagi berdasarkan kelompok sistem kerja komponen *auxiliary power unit*, dimana detail *breakdown part* di masing-masing sistem dilampirkan sesuai dengan kerusakannya sehingga perawatan (*maintenance*) dapat tepat sasaran. Terdapat 2 kategori dalam *desain maintenace*, kategori tersebut antara lain: kategori *primary* dan *secondary*. Kategori *primary* merupakan suatu desain *maintenance* yang lebih prioritaskan untuk dilakukannya perawatan (*preventive* maupun *corrective maintenance*) karena *part* kategori tersebut merupakan *part* yang paling sering mengalami kegagalan dengan RPN yang cukup tinggi, sedangkan kategori *secondary* merupakan *desain maintenance* yang dibuat untuk perawatan pencegahan (*preventive maintenance*) *part* yang cukup kritis hasil dari *justifikasi engineer*, karena jika *part* tersebut mengalami kerusakan akan mengganggu fungsi utama dari komponen *auxiliary power unit*. Secara detail *desain maintenance* per kelompok sistem dan *breakdown part*.

Reason of Revoyal	Scheduled maintenance (critical life time)	Category	Breakdown Part	Potential Failure Mode	Maintenance			
					Inspection/Check	Repair	Testing	Cleaning
Elektronik System	201 jam	Primary	Start Relay	terjadinya karbonasi yang menyebabkan loncatan electron pada sehingga contactor pada saat posisi close and open	Cable connector rusak dan coil Lilitan rusak	pergantian part start relay R5	Memeriksa rangkaian dari start relay R5 pada terminal X2 jika masih ada terminal yang negative, maka akan di replace (Pergantian part)	clean with TT-1-735 isopropy alcohol
Lubrication System	601 jam	Secondary	Oil filter	Crack pada spot welding, seat assy mentok di housing gasketnya	Periksa (Visual check) pada pipa external APU pada komponen apakah terjadi kebocoran	pergantian part pada filter	Check volume oil pada oil Level dan oil tank pada saat APU menyala	Clean the oil filter cap with the lint-free cloth,G01043 made moist with the solvent B00722
Pneumatic System	801 jam		Igniter plug	igniter cable terjadi over voltage sehingga lilitan putus	Examine the parts of the igniter plug that are not metal for crack and chips	penggantian part igniter cable	Pada saat pintu inlet open Lakukan pemeriksaan pada ignitor unit jika terjadi tegangan DC lebih dari pada 11 V, maka terjadi over voltage pada circuit	Dry the igniter plug with a clean regulated air source, STD-6935

Gambar 10. Desain Maintenance Auxiliary Power Unit GTCP85-129

Kesimpulan

Dari hasil penelitian yang telah diteliti langsung, maka dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut:

1. Mode kegagalan (*failure mode*) yang terjadi pada komponen *Auxiliary Power Unit* pesawat Boeing 737-500 di analisis berdasarkan metode *FMECA* dan *FTA* dimana terdapat 3 mode kegagalan, mode kegagalan tersebut antara lain *electronic system (start Relay)*, *Lubrication System (Oil Filter)*, *System (igniter plug)*. Kegagalan tersebut dikarenakan terjadinya *top event part consume* ialah *part start relay* dengan nilai RPN sebesar 192, diikuti *part oil filter* dengan nilai RPN sebesar 80 dan *part igniter plug* dengan nilai RPN sebesar 42.

2. *Life time critical* kelompok kategori sistem kerja *elektronik system* memiliki *life time critical* sebesar 201 Jam terbang dengan nilai *reliability* 79.87% (t), sedangkan *lubrication system* memiliki *life time critical* sebesar 601 jam terbang dengan nilai *reliability* 78.07 % (t), dan *system* memiliki *life time critical* sebesar 801 jam terbang dengan nilai *reliability* 77.43% (t). Sehingga didapatkan *effective schedule maintenance* kategori *elektronik system* di dapatkan nilai *effective* perbaikan sebesar 201 jam terbang dengan nilai *reliability* 79.87%, nilai *MTTF* (rata-rata) sebesar 1822.58 FC, dikarenakan kategori *elektronik system* telah berada pada *early zone*, sedangkan kategori *lubrication system* di dapatkan nilai *effective* perbaikan sebesar 201 jam terbang dengan nilai *reliability* 78.07 %, nilai *MTTF* sebesar 3.0665 FC, dan kategori *system* di dapatkan nilai *effective* perbaikan sebesar 801 jam terbang dengan nilai *reliability* 77.43%, nilai *MTTF* sebesar 1533.12 FC, dimana kategori *elektronik system* lebih diprioritaskan untuk dilakukan *corrective maintenance* sedangkan kategori *lubrication system* dan *system* diprioritaskan untuk melakukan *preventive maintenance*.

3. *Desain Maintenance* didapat dari dua variabel yaitu kualitatif dan kuantitatif menggunakan analisis *FMECA*, *FTA* dan *Distribusi Weibull*. Dimana kerusakan dominan komponen dapat diketahui sehingga dapat di bentuk suatu perawatan pencegahan dan untuk variable kuantitatif nya, dilakukan secara perhitungan matematis melalui pemerolehan data pemeliharaan (*Maintenance Record*) terhadap waktu kegagalan. Sehingga kita dapat mengetahui berapa lama waktu dari setiap komponen yang ada pada *Auxiliary Power Unit* dan memodelkan sebagai model distribusi kegagalan pada pesawat boeing 737-500

Daftar Pustaka

- Cyrilus. (2012). Analisis Terhadap Starter Motor Auxiliary Power Unit 85 / 129E Saat on Pada Pesawat Boeing 737-300 / Pk-Yvw. *Analisis Terhadap Starter Motor Auxiliary Power Unit 85/129E Saat on Pada Pesawat Boeing 737*, 2(2), 15–18
- Ilham. (2016). *Lubrication System Pada Auxiliary Power Unit (Apu)*. *Lubrication System Pada Auxiliary Power Unit (Gtc P85 129 Pesawat Boeing 737 300/400/500)*, 3(1), 41–56.
- Mesra, T., & Amanda, R. (2018). *Maintenance Pompa Reciprocating 211 / 212 Pm-4 a / B Menggunakan Metode Rcm Di Pt Pertamina (Persero) Refinery Unit Ii Dumai*. 3814, 175–183.
- Opocenska, H., & Hammer, M. (2016). Reliability centred maintenance. *MM ScienceJournal*, 2016(NOVEMBER), 1451–1455.
- Rasindyo, M. R., Kusmaningrum, & Helianty, Y. (2015). Analisis Kebijakan Perawatan Mesin Cincinatti Dengan Menggunakan Metode *Reliability Centered Maintenance* Di PT. Dirgantara Indonesia. *Jurnal Online Institut Teknologi Nasional*, 03(1), 400–410.