

STUDI KERUSAKAN *HIGH PRESSURE TURBINE* VANE PESAWAT ATR72-500 WINGS AIR DI BANDARA SULTAN SYARIF KASIM II PEKANBARU

M. Desmico Ekta W, Abrar Ridwan

Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Riau
Jalan Tuanku Tambusai Ujung, Kecamatan Tampan, Kelurahan Delima, Kota Pekanbaru, Riau 28291
E-mail: abrar.ridwan@umri.ac.id

Abstract

The aircraft can fly as there is a thrust from the engine that causes the aircraft to have speed. The components of the aircraft engines are compressor, combustion chamber, turbine and propeller. High pressure turbine vanes is a component in the Hot section or turbine section that serves to direct the hot gas flow from the combustion chamber to the turbine. The purpose to be achieved in this research is to analyze and find out the cause of high pressure turbine vane damage and know the gas engine efficiency PW127. Cause of damage due to treatment not done according to the schedule until the phenomenon of overtemperature after combustion chamber and the content of impurities in the water laundering results. After the Brayton cycle calculation is obtained the temperature value of the turbine entry 1563oC (1836 K). These results exceed the turbine inlet temperature according to manual maintenance engine. Based on laboratory test, the content of 250 mg/m² sulfur and 1800 mg/m² chloride is obtained. This content causes damage by erosion or corrosion of high pressure turbine vane components. The value of gas efficiency is 42% according to the outside Air temperature. The thermal efficiency of gases will increase with increasing temperature conditions.

Keywords : High pressure turbine vane, Brayton cycle, The thermal efficiency of gases, sulfur, chloride

Abstrak

Pesawat bisa terbang karena ada gaya dorong dari mesin penggerak (*Engine*) yang menyebabkan pesawat memiliki kecepatan. Komponen dari mesin pesawat yaitu *compressor, combustion chamber, turbine* dan *propeller*. *High pressure turbine vanes* adalah komponen di bagian *hot section* atau *turbine section* yang berfungsi untuk mengarahkan aliran udara gas panas dari ruang pembakaran ke turbin. Tujuan yang ingin dicapai dalam penelitian ini untuk mengetahui penyebab kerusakan *high pressure turbine vane* dan mengetahui efisiensi gas engine PW127. Penyebab kerusakan karena perawatan yang tidak dilakukan sesuai jadwal hingga terjadi fenomena *overtemperature* setelah ruang pembakaran serta adanya kandungan kotoran pada air hasil pencucian pesawat. Setelah dilakukan perhitungan siklus brayton didapatkan nilai temperature masuk turbin 1563°C (1836 K). Hasil ini melebihi batas yang temperatur masuk turbin sesuai *engine maintenance manual*. Berdasarkan uji laboratorium didapatkan kandungan 250 mg/m² sulfur dan 1800 mg/m² chloride. Kandungan ini menyebabkan kerusakan dengan pengikisan atau korosi pada komponen *high pressure turbine vane* . Nilai efisiensi gas 42% sesuai *outside air temperature*. Efisiensi termal gas akan meningkat dengan meningkatnya kondisi temperatur.

Kata Kunci : *High pressure turbine vane, Siklus brayton, Efisiensi termal gas, sulfur, chloride*

1. Pendahuluan

Penerbangan adalah satu kesatuan sistem yang terdiri atas pemanfaatan wilayah udara, pesawat udara, bandar udara, angkutan udara, navigasi penerbangan, keselamatan dan keamanan, lingkungan hidup, serta fasilitas penunjang dan fasilitas umum lainnya. Penerbangan diselenggarakan dengan tujuan memperlancar arus perpindahan orang dan atau

barang melalui udara dengan mengutamakan dan melindungi angkutan udara dalam rangka memperlancar kegiatan perekonomian nasional. Pesawat Udara adalah setiap mesin atau alat yang dapat terbang di atmosfer karena gaya angkat dari reaksi udara, tetapi bukan karena reaksi udara terhadap permukaan bumi yang digunakan untuk penerbangan. Pesawat Terbang adalah pesawat udara

Type	Turboprop
Daya Dorong (<i>Thrust Max</i>)	2750 SHP
Arah Putaran	Counter clockwise
Jumlah bearing	7 ea (ball & roller)
Maksimum ITT	1150 °C (turbine)
Low Pressure Compressor	
Type	Centrifugal Impellers
Compression Ratio	5.65
Kecepatan (<i>NL Speed</i>)	28870 RPM (104.2%)
High Pressure Compressor	
Type	Centrifugal Impellers
Compression Ratio	2.6
Kecepatan (<i>NH Speed</i>)	34360 RPM (103.2%)
Combustion Chamber	
Type	Annular Reverse Flow
Pematik (<i>Igniter plug</i>)	2 ea, -54 to 135°C
Fuel Nozzle	Air spray, 14 fuel manifold
Turbine	
Type	2 stage axial flow, 2 stage power turbine
Pendingin	Nozzle guide vane ring
Konstruksi	38 blade (HP turbine), 24 blade (LP turbine)

yang lebih berat dari udara, bersayap tetap, dan dapat terbang dengan tenaga sendiri.

Berdasarkan data kerusakan yang diperoleh di Line Maintenance Pekanbaru selaku pelaksana pemeliharaan pesawat ATR72-500 Wings Air banyak ditemukan kerusakan pada high pressure turbine vane yang merupakan bagian utama dari engine pesawat terbang. Kerusakan pada bagian turbine section sangat mempengaruhi performa engine sebagai penghasil gaya dorong untuk memutar shaft propeller untuk mendapatkan thrust. Terjadinya kerusakan pada high pressure turbine vane menyebabkan pesawat dinyatakan tidak layak terbang karena satu kendala teknis (aircraft on ground).

Menurut penelitian sebelumnya kerusakan High pressure nozzle guide vanes didapatkan hasil karena adanya fenomena over temperature di turbin. (Suparman, 2013:1). Besarnya efisiensi turbin tergantung dari jenis turbin, ukuran dan jumlah dari tingkatnya. (Ruhayat, Nanang, 2010:14). Tegangan tinggi pada sudu turbin yang disebabkan oleh perbedaan kecepatan perubahan temperatur menimbulkan sejumlah kecil goresan pada tepi masuk aliran hingga membentuk retakan. (Risano, Yudi, 2010:1). Engine turboprop adalah turbin gas yang merubah 80-85% dari energi turbin gas melalui turbin yang menggerakkan propeller untuk menghasilkan gaya dorong atau thrust. (Federal Aviation Administration).

Oleh karena itu, berdasar latar belakang penulis ingin melakukan penelitian "Studi Kerusakan High Pressure Turbine Vane Pesawat ATR72-500 Wings Air di Bandara Sultan Syarif Kasiim II Pekanbaru".

2. Metodologi

Pesawat bisa terbang karena ada gaya dorong dari mesin penggerak (*Engine*) yang menyebabkan pesawat memiliki kecepatan, dan kecepatan ini yang di terima sayap pesawat yang berbentuk *aerofoil* sehingga pesawat dapat terangkat atau terbang. Karakteristik *engine* PW127 yaitu dibagi menjadi dua, yaitu *turbomachinery* dan *reduction gearbox*.

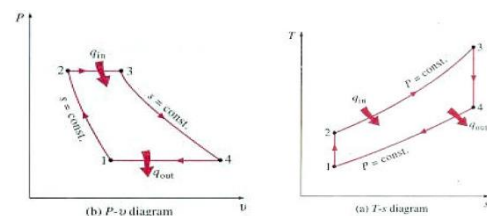
Tabel 1
Spesifikasi engine PW127

Siklus Termodinamika turbin gas : turbin gas merupakan suatu mesin yang bekerja mengikuti siklus termodinamik brayton.

Siklus termodinamika pada diagram *P-V* dan *T-S* adalah sebagai berikut :

Gambar 1
Siklus Turbin Gas Tekanan Konstan

Siklus Terbuka Turbin Gas, udara bersih pada kondisi lingkungan dihisap oleh kompresor dan dikompresikan sampai tekanan tinggi di ruang bakar, saat itu bahan bakar diinjeksikan ke dalam ruang bakar sehingga pembakaran berlangsung pada tekanan konstan, gas temperatur tinggi berekspansi pada turbin sampai tekanan atmosfer, gas sisa keluar ke lingkungan. Demikian proses ini berlangsung secara kontinu. Dari diagram *T-S* diagram dapat dilihat setelah proses kompresi pada kompresor temperature naik yaitu T_2 dari tempertur atmosfer T_1 dan tekanan naik dari P_1 menjadi P_2 , tempertur dan tekanan ini diperlukan untuk proses pembakaran. Setelah bahan bakar disemprotkan dan bercampur dengan udara kompresi didalam ruang bakar dan dinyalakan, terjadi proses pembakaran, temperatur naik lagi sampai mencapai T_3 . Temperatur T_3 adalah temperature gas pembakaran yang akan masuk turbin, temperatur ini dibatasi oleh ketahanan material turbin pada suhu tinggi. Setelah proses ekspansi pada turbin, temperatur gas sisa menjadi turun sampai T_4 dan temperatur gas sisa ini masih tinggi diatas temperatur

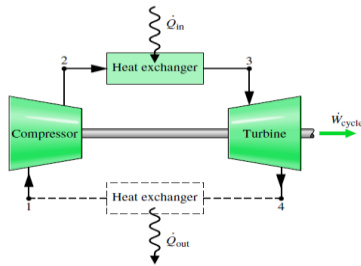


T_1 . Terdiri dari 4 proses untuk satu siklus yang lengkap dalam menghasilkan sejumlah kerja berguna yaitu:

Proses 1 – 2 : Kompresi adiabatik reversibel (Isentropic)

Proses 2 – 3 : Pemasukan panas tekanan konstan (Isobaric)

Proses 3 – 4 : Ekspansi adiabatik reversibel (Isentropic)
 Proses 4 – 1 : Pembuangan panas tekanan konstan (Isobaric)



Gambar 2
 Siklus brayton turbin gas

Pada siklus brayton, udara luar dihisap oleh kompresor dan dimampatkan proses 1 – 2 (isentropik). Dimana m menandakan laju aliran udara. Dengan asumsi yang sama, kompresor bekerja per satuan massa. Proses 2 – 3 adalah pemasukan bahan bakar pada tekanan konstan. Simbol w_c menunjukkan masukan kerja dan bernilai positif. Proses 3 – 4 yaitu ekspansi isentropic di dalam *turbine*. Proses 4 – 1 adalah pembuangan panas pada tekanan konstan ke udara.

Karena udara mengalir melalui penukar panas pada siklus ideal saat tekanan konstan, maka :

$$\frac{P_4}{P_3} = \frac{P_1}{P_2} \quad (1)$$

Persamaan Perbandingan tekanan dan perbandingan temperature sebagai berikut :

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (2)$$

Peningkatan efisiensi termal dengan rasio tekanan di seluruh kompresor juga dibawa keluar hanya dengan pengembangan berikut, di mana C_p panas tertentu, dan dengan demikian rasio panas tertentu γ , diasumsikan konstan, menjadi:

$$\eta_{th} = \frac{\frac{w_t}{m} - \frac{w_c}{m}}{\frac{Q_{in}}{m}} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{(h_3 - h_2)} \quad (3)$$

$$\eta_{th} = \frac{C_p(T_3 - T_4) - C_p(T_2 - T_1)}{C_p(T_3 - T_2)} \quad (4)$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{(T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} \quad (5)$$

Atau dengan :

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \left(\frac{T_4/T_1 - 1}{(T_3/T_2 - 1)}\right) \quad (6)$$

Karena $T_4/T_1 = T_3/T_2$ maka,

$$\eta_{th} = 1 - \frac{T_1}{T_2} \quad (7)$$

Kemudian

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{(P_2/P_1)^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (8)$$

Dengan $k = \gamma = C_p = C_v = \text{konstan}$.

Usaha bersih dari sebuah siklus per satuan aliran massa adalah :

$$\frac{w_{cycle}}{m} = (h_3 - h_4) - (h_2 - h_1) \quad (9)$$

Dengan C_p adalah konstan

$$\frac{w_{cycle}}{m} = C_p(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1) \quad (10)$$

Atau dapat dituliskan :

$$\frac{w_{cycle}}{m} = c_p T_1 \left(\frac{T_3}{T_1} - \frac{T_4}{T_3} \times \frac{T_3}{T_1} - \frac{T_2}{T_1} + 1\right) \quad (11)$$

Dari persamaan perbandingan tekanan dan temperatur $T_2/T_1 = T_4/T_3$, dapat diketahui bahwa :

$$r_p = \frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (12)$$

Sehingga didapatkan persamaan efektif siklus menjadi :

$$\frac{w_{cycle}}{m} = c_p T_1 \left[\left(\frac{T_3}{T_1} - \frac{T_3}{T_1} \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} + 1 \right) \right] \quad (13)$$





$$\frac{w_{cycle}}{c_p T_1} = \frac{T_3}{T_1} \left(1 - \frac{1}{(r_p)^{\gamma/(\gamma-1)}}\right) - (r_p)^{\gamma/(\gamma-1)} + 1 \quad (14)$$

Dari penjelasan diatas dapat disimpulkan bahwa untuk nilai tertentu T_1 , T_3 , dan C_p , nilai kerja bersih output per unit aliran massa bervariasi dengan rasio tekanan P_2 atau P_1 saja. Efisiensi thermal adalah faktor utama performa gas turbin. Ini adalah perbandingan dari usaha yang dihasilkan *engine* yang disuplai dari bahan bakar. Tiga faktor utama untuk efisiensi thermal yaitu *Inlet turbine temperature*, *compression ratio*, dan komponen efisiensi dari kompresor dan turbin (putaran kompresor dan turbin konstan)

Pada penelitian ini dibuat prosedur pelaksanaan sebagai berikut :

1. Mengumpulkan data kerusakan *high pressure turbine vane*, temperatur maksimal, dan tahanan *thermocouple* secara langsung ke lapangan dengan observasi, wawancara dengan engineer, dan dokumentasi.

2. Mengidentifikasi penyebab kerusakan pada *high pressure turbine vane* berdasarkan sumber antara lain :
 - a) Melakukan pemeriksaan secara visual dengan bantuan *borescope tools*.
 - b) Data pemeliharaan dan perawatan serta informasi yang didapat di *line maintenance*
 - c) Melakukan uji laboratorium bahan bakar (*avtur jet A-1*) yang digunakan sebagai bahan bakar pesawat.
 - d) Melaksanakan uji terhadap performa *engine* dan mencatat nilai parameter sesuai *instrument* pada pesawat.
 - e) Diskusi dan interview dengan *engineer* dan *inspector* yang memiliki kualifikasi.
3. Membuat analisa dan kajian kerusakan yang terjadi di *high pressure turbine vane* serta melakukan dan memberikan saran yang tepat

No	Reg A/C	SN	Jenis Kerusakan	Uraian Kerusakan	Tahun Kerusakan
1	PK-WFP	ED 1135		Beberapa sudu mengalami rusak bagian depan	11 Maret 2019
2	PK-WFI	ED 0281		Beberapa sudu mengalami rusak, keropos bagian depan sampai ke bagian tengah	3 Februari 2020
3	PK-WGT	ED 0342		Beberapa sudu mengalami rusak, korosi bagian depan	23 Agustus 2019
4	PK-WFP	ED 0564		Beberapa sudu mengalami rusak hingga retak bagian tengah	9 Februari 2020

untuk mengatasi kerusakan tersebut. Kajian dan analisa dilaksanakan berdasarkan beberapa faktor yang mempengaruhi :

- a) Kondisi luar yaitu temperatur dan tekanan.
- b) Penunjukan nilai temperatur pada *thermocouple*
- c) Proses perawatan pada *engine* PW127.
4. Menghitung dengan teori dari kerusakan *high pressure turbine vane* dan membuat kesimpulan dari hasil penelitian yang diharapkan dapat dijadikan referensi untuk pengguna pesawat dalam menentukan jenis perawatan dan pemeliharaan *engine* PW127 pesawat ATR 72-500.

3. Hasil dan Pembahasan

Berdasarkan data kerusakan yang diperoleh di *line maintenance* pada saat inspeksi dengan menggunakan *borescope* pada *turbine section*, terdapat retakan, maupun pengikisan komponen, dapat dilihat di gambar

Gambar 3

Kerusakan pada *high pressure turbine vane*.

Dari hasil pemeriksaan *borescope engine* didapatkan kerusakan yang terjadi pada *high pressure turbine vane*, terdapat faktor penyebab kerusakan pada *high pressure turbine vane*, seperti kondisi udara luar (*outside air temperature*) yang digunakan mengandung kotoran, bahan kimia dan temperatur yang tinggi untuk beberapa daerah khususnya di iklim tropis. Karakteristik *engine* PW127 dengan komponen sistem pendukung lainnya. Nilai temperatur pada saat proses pembakaran di ruang bakar dan aliran gas panas yang mengalir ke *high pressure turbine vane*. Kemudian sistem pembacaan temperatur pada *thermocouple*, dapat menyebabkan kesalahan penunjukan nilai *Inter turbine temperature*. Proses pemeliharaan dan perawatan *engine* yang tidak dilakukan sesuai standar dan waktu yang telah ditetapkan, akan mempengaruhi kondisi keandalan dan *life time* komponen *high pressure turbine vane*. Bahan bakar (*fuel*) dan udara yang digunakan mengandung bahan kimia yang memungkinkan dapat merusak *high pressure turbine vane*. Kerusakan pada bagian *turbine* yang dialami merupakan jenis kerusakan yang diakibatkan karena adanya proses panas yang tinggi dari ruang bakar mengenai *high pressure turbine vane*, dapat dilihat disekitar permukaan terdapat warna hitam pengeroposan.

Dalam penelitian ini menggunakan OAT pada daerah Pekanbaru sebagai data referensi untuk perhitungan efisiensi gas. Didapatkan nilai OAT 31.2°C untuk nilai temperatur di Bandara Sultan Syarif Kasim II Pekanbaru (Lampiran 2). Sesuai gambar 4.3 diketahui standar nilai *ITT* pada OAT 31-32°C yaitu maksimum 760°C.

Tabel 2

Nilai T Uji perhitungan teoritis

Pos.	T (°C)	T (Kelvin)	P (psi)	s (J/Kg.K)	v (m ³ /kg)
T1	32	305	14.7	462.19	0.0010
T2	32	305	14.7	462.19	0.0010
T2.5	227.23	500.23	83.05	7111.9	0.3933
T3	384.25	657.25	215.96	7222.7	0.1993
T4	1150	1423	215.96	9012.4	0.441
T5	810.3	1083	83.05	8782.7	0.872
T6	560.57	833.57	75.42	8233.9	0.738

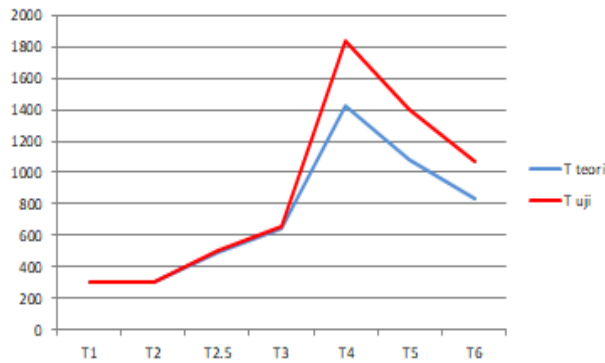
Berdasarkan pengujian parameter *engine* pada *cockpit* dengan temperatur udara luar, didapatkan hasil perhitungan sesuai tabel 4.3 berikut :

Tabel 3
Nilai T Uji eksperimental parameter

Pos.	T (°C)	T (Kelvin)	P (psi)	s (J/Kg.K)	v (m ³ /kg)
T1	32	305	14.7	462.19	0.0010
T2	32	305	14.7	462.19	0.0010
T2.5	227.23	500.23	83.05	7111.9	0.3933
T3	384.25	657.25	215.96	7222.7	0.1993
T4	1563	1836	215.96	9695.2	0.569
T5	1125	1398	83.05	9409.2	1.1266
T6	803	1076	75.42	8812	0.95

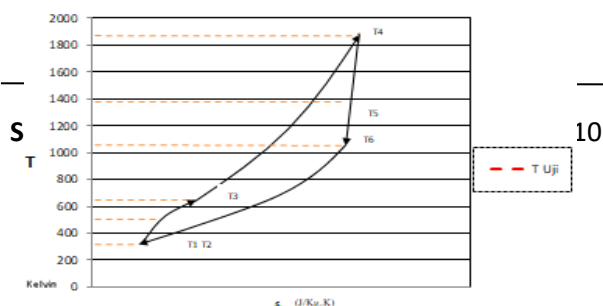
Dari tabel dapat dilihat untuk nilai dengan uji eksperimental parameter T4 mengalami kenaikan yang melebihi batas yang diizinkan temperatur turbin, yaitu 1563°C (1863). Hal ini dikatakan telah terjadi *over temperature* pada bagian turbin, yang menyebabkan kerusakan pada *high pressure turbine vane*.

Hasil perhitungan dapat dilihat pada grafik dan diagram T-S brayton berikut:



Gambar 4
Grafik perbandingan temperature teori & uji

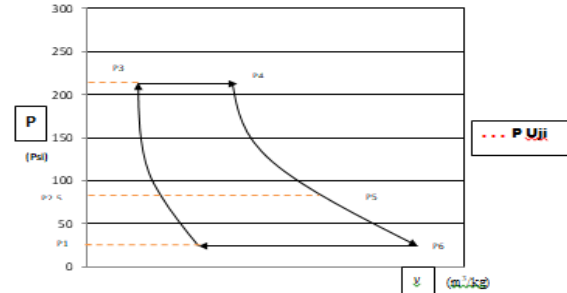
Dari gambar 4, menunjukkan nilai temperatur T4 sampai T6 uji eksperimental dan teoritis terlihat perbedaan. Sesuai manual *engine* PW127 yang menyatakan bahwa temperatur masuk turbin yang diizinkan maksimal adalah 1423 K. Hasil uji eksperimental menunjukkan nilai T6 yang diperoleh sebesar 1076 K, setelah dilakukan penghitungan dengan menggunakan siklus brayton, diperoleh nilai T4 1836 K. Terdapat selisih 4.13% untuk temperatur uji eksperimental & teoritis. Kondisi tersebut dapat dinyatakan bahwa di dalam ruang bakar terjadi *over temperature*. Fenomena *over temperature* menjadi faktor paling dominan terhadap kerusakan di *high pressure turbine vane*.



Gambar 5

Grafik perbandingan temperature teori & uji

Diagram T-s adalah diagram yang menggambarkan hubungan antara temperatur dengan entropi fluida pada kondisi tekanan, fase dan massa jenis tertentu. Dapat dilihat di gambar 5 diatas adalah diagram T-s *engine* PW127.



Gambar 6

Grafik perbandingan temperature teori & uji

Diagram P-V menyatakan hubungan perubahan tekanan dengan perubahan volume yang terjadi didalam ruang bakar yang membentuk suatu siklus. Dapat dilihat untuk gambar 6 diatas adalah diagram dari *engine* PW127.

Sistem indikasi *Inter turbine temperature (ITT engine* PW127 dimonitor oleh jalur temperatur gas (T6). *Thermocouple* terpasang di bagian belakang *low pressure turbine*. Temperatur gas menghasilkan tegangan di setiap T6 *thermocouple* untuk mendapatkan pembacaan rata-rata. Pengujian terhadap kerusakan *thermocouple probe* dan *harness* dilakukan dengan uji *resistansi continuity check*.

Tabel 4

Nilai pengukuran resistansi *thermocouple*

NO	Engine Serial Number	OAT (°C)	Hasil Pengukuran (Ω)
1	PCE-ED0564	32	1.1
2	PCE-ED0564	32	1.1
3	PCE-ED1140	31	1.2
4	PCE-ED1140	31	1.2

Didapatkan nilai resistansi pada saat pengukuran yaitu 1.1-1.2 ohm (*within limit*). Hal ini membuktikan bahwa *thermocouple* bukan penyebab faktor kerusakan pada *high pressure turbine vane* karena *thermocouple* memberikan nilai aktual bahwa terjadi kenaikan temperatur pada *engine*. Nilai temperatur yang tinggi dapat menyebabkan kerusakan *high pressure turbine vane*.

Dari data perawatan *engine*, terdapat pelaksanaan *compressor & turbine engine wash* yang melewati dari batas interval. Hal ini menjadi faktor penyebab kerusakan *high pressure turbine vane* karena penumpukan kotoran maupun deposit pada

engine sehingga menyebabkan nilai *high temperature*. Berdasarkan uji laboratorium kandungan deposit pada air hasil *compressor & turbine wash* terdapat kandungan 16,007 mg/L (250 mg/m²) sulfur dan 115,25 mg/L (1800 mg/m²) *chloride* (Lampiran 11). Endapan kotoran menjadi faktor penyebab kerusakan *high pressure turbine vane*. Kondisi ini dapat menyebabkan nilai *ITT* tinggi serta mengurangi *life time* dari komponen kompresor dan turbin jika tidak dilakukan perawatan secara terjadwal.

Tabel 5
Nilai *ITT* setelah perawatan

NO	Reg. A/C	OAT (°C)	<i>ITT</i> (°C)	<i>ITT</i> (Kelvin)
1	PK-WFW	32	788	1061
2	PK-WFT	32	785	1058

Kemudian dilakukan pengujian terhadap bahan bakar atau *fuel* yang digunakan pada *engine* PW127. Sample bahan bakar diambil dari tangki pengisian Pertamina Aviasi yang merupakan penyuplai bahan bakar pesawat domestik maupun internasional di Bandara Sultan Syarif Kasim II Pekanbaru. Pengujian sample dilaksanakan di Laboratorium Pertamina Bandara Sultan Syarif Kasim II Pekanbaru. Pengujian ini bertujuan untuk mengetahui nilai kandungan air, berat jenis dan nilai sedimen yang terkandung dalam bahan bakar atau *fuel*. Kandungan dalam bahan bakar atau *fuel* dapat menjadi penyebab terjadinya kerusakan akibat korosi pada *high pressure turbine vane*.

Tabel 6
Tabel hasil uji lab avtur tanker (sumber: Pertamina SSK Bandara)

No <i>refueller</i>	Berat jenis (SG)	Hasi 1	Air	Sedimen	Keterangan
SSK 14	0.782/30 °C	0.79 2	Negative	Negative	Good
SSK 15	0.784/29 °C	0.79 2	Negative	Negative	Good
SSK 18	0.790/27 °C	0.79 2	Negative	Negative	Good
SSK 19	0.788/28 °C	0.79 2	Negative	Negative	Good

Berdasarkan data hasil uji lab bahan bakar avtur di PT. Pertamina (Persero) Bandara Sultan Syarif Kasim II Pekanbaru, bahwa hasil uji lab memiliki berat jenis (*Specific of gravity*) berkisar 0.782-0.790 dan nilai sedimen yang kecil memenuhi standar bahan bakar untuk pesawat yang telah ditetapkan International Air Transport Association/IATA.

4. Simpulan

Penyebab kerusakan *high pressure turbine vane* karena adanya *over temperature* yaitu nilai temperatur masuk turbin yang tinggi dan sistem

perawatan yang melewati interval yang telah ditetapkan. Akibatnya terjadi penumpukan kotoran yang menempel pada turbin hingga menyebabkan kerusakan.

Didapatkan nilai efisiensi termal *engine* PW127 dengan kondisi temperatur di pekanbaru yaitu 42%. Terjadi selisih efisiensi termal sebesar 0.45%. Semakin besar nilai temperatur, maka efisiensi termal akan semakin kecil dan sebaliknya.

Sistem perawatan yang dilakukan pada *engine* PW127 khususnya bagian *turbine section* terdapat proses *compressor & turbine wash* setiap 100 jam terbang. Untuk mencegah kerusakan komponen *engine* khususnya *high pressure turbine vane* dilakukan sebelum interval waktu yang ditentukan. Jenis perawatan *preventive* yang dilakukan sesuai jadwal atau sebelum lewat interval waktu perawatan dapat menjaga nilai temperatur dan mencegah komponen *engine* dari kerusakan

Daftar Pustaka

- [1] UU Republik Indonesia nomor 1 tahun 2009 tentang Penerbangan
- [2] Sukadana, I Gusti Ketut, 2015, Teori turbin gas dan jet propulsi, Buku ajar ISBN, Universitas Udayana, Bali
- [3] ATR Training Centre, 2008, ATR training manual ATA 00 General familiarization, Toulouse, Airbus company
- [4] Whitney, and Pratt, 2018, Type-Certificate data sheet PW100 engine series, European Aviation Safety Agency, issue 04, No.041
- [5] ATR Training Centre, 2008, ATR training manual ATA 70 powerplant, Toulouse, Airbus company
- [6] Pratt & Whitney Canada, 2010, Engine Maintenance Manual, Pratt & Whitney Canada
- [7] ATR Training Centre, 2008, ATR training manual ATA 61 propeller, Toulouse, Airbus company
- [8] UTC Aerospace System, 2018, Hamilton Sundstrand's maintenance manual, United state America, Hamilton Sundstrand's corporation
- [9] Pratt & Whitney Canada, 1997, Large PW100 Training Manual, Pratt & Whitney Canada

- [10] Moran, Michael J dan Howard ,2006, Fundamentals of engineering thermodynamics, Fifth edition, Scotprint, East Lothian
- [11] Federal Aviation Administration, 2012, Aviation maintenance technician handbook, Volume 1, U.S. Department of transportation, Oklahoma city.
- [12] Pratt & Whitney Canada, 2010, Ilustrated part catalogue, Pratt & Whitney Canada
- [13] Akuan, Abrianto, 2008, Analisa kegagalan logam, TechnOMET UNJANI
- [14] Utomo, Budi, 2009, Jenis korosi dan penanggulangannya, KAPAL, Vol. 6, No.2.
- [15] ATR Training Centre, 2008, ATR training manual ATA 28 fuel system, Toulouse, Airbus company
- [16] DGCA-Indonesia, 2000, Civil aviation safety regulations part 43, Jakarta, Keputusan menteri perhubungan dan telekomunikasi
- [17] ATR72-212, 2018, Continous airworthiness maintenance program, Jakarta, Wings Air.
- [18] Suparman, 2013, Analisa kerusakan di high pressure nozzle guide vanes turbine tipe adour mk.871-4 pesawat tempur hawk 109/209 di skadron udara 12,Jurnal Surya Teknika, Vol. 1, No. 1
- [19] Rathore, Mahesh M, 2010, Thermal engineering, Privateedition, McGraw hill, New Delhi
- [20] Widyastuti, Alfina dan Wawan Aries, 2012, Analisa termodinamika pengaruh *ambient temperature* terhadap unjuk kerja turbin gas TEG 6210 dan TEG 6220 (Tipe Centaur 40 4501) pada tambora fiend oper 12,Jurnal Surya Teknika, Vol. 1, No.
- [21] Yudi,A, 2010, Review dan analisa karakteristik dan penyebab kerusakan sudu turbin gas, Jurnal Mechanical, Vol. 1, No. 1.
- [22] Ruhyat,Nanang, 2010, Pendekatan analisa termodinamika pada mesin turbin gas pesawat terbang turbofan, Jurnal Sinergi, Vol. 14, No. 1.
- [23] Sunarto, dan Heru Santoso, 2020, Buku Saku Analisis Pareto, First edition, Poltekkes Surabaya, Magetan