

ANALYSIS ENGINE PERFORMANCE PT6A-114A AFTER APPLYING TBO EXTENSION WITH THE MANUFACTURE LIMITATION

Fajar Khanif Rahmawati

Program Studi Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jl. Janti, Blok R, Lanud Adisutjipto Yogyakarta
Email : fajar.khanif@gmail.com

Abstract

Engine PT6A-114A is used on Cessna Grand Caravan 208B which has basic TBO: 3.600FH. Through condition monitoring, manufacturer issued SB1703R9 regarding the allowing extension TBO with terms and conditions. The analysis was done by comparing the condition of the TBO engine: 3.600FH and the engine that had been extended to TBO : 5.600FH. From the data by engine with TBO : 3.600FH and TBO : 5.600FH on the cruising phase, the ITT at each altitude does not exceed the maximum limitation which is 740°C. Whereas the analytic calculations of the parameters in engine performances are: fuel / air ratio, thrust specifications, specific fuel consumption, thermal efficiency, propulsive efficiency, overall efficiency, and specific power, and it matches to the ideal conditions when compared to altitude. It can be concluded that parameters engine with TBO: 3.600FH or TBO : 5.600FH are still within the limits and engine parameters confirmed to ideal conditions.

Keyword: engine, overhaul, TBO extension, limitation, engine performance.

1. Pendahuluan

Indonesia sebagai negara kepulauan adalah salah satu negara yang sangat mengandalkan moda transportasi udara untuk mendukung sarana transportasi dari satu pulau ke pulau lain. Banyak daerah yang masih sulit dijangkau dengan moda transportasi darat ataupun laut, sekalipun dapat dijangkau dengan transportasi darat, maka akan memerlukan waktu yang relatif lama dan medan yang terbilang cukup sulit. Maka transportasi udara merupakan pilihan utama yang akan mendukung sarana transportasi untuk menjangkau daerah-daerah tersebut. Misi penerbangan perintis adalah misi yang kemudian dikembangkan untuk dapat menjangkau daerah – daerah terpencil, baik untuk angkutan penumpang ataupun pendistribusian logistik.

Misi penerbangan perintis yang menjangkau daerah – daerah terpencil harus didukung dengan armada yang *capabilty* nya mampu untuk menjangkau daerah tersebut. *Capability* ini adalah terkait dengan kemampuan bandar udara di daerah tersebut yang umumnya tidak memiliki *runway* yang panjang dan bahkan masih berupa rumput (*grass runway*). Maka untuk tetap dapat menjalankan misi penerbangan perintis harus didukung dengan armada yang sesuai. Pesawat *Cessna Grand Caravan 208B* adalah salah satu pesawat yang banyak digunakan dalam penerbangan perintis.

Indonesia termasuk salah satu negara yang banyak mengoperasikan pesawat jenis *Cessna Grand Caravan 208B* terutama untuk misi penerbangan perintis. Penerbangan perintis umumnya akan menjangkau daerah – daerah pelosok yang memiliki medan yang sulit. Pemakaian jam terbang yang tinggi serta medan penerbangan harus menjadi perhatian yang khusus bagi setiap operator dalam pengoperasian ataupun perawatan armadanya. Demikian hal nya dengan pesawat *Cessna Grand Caravan 208B* ini, operator harus selalu memperhatikan upaya untuk menjaga armadanya tetap laik dan *serviceable*. Upaya ini salah

satunya adalah dengan memperhatikan setiap notifikasi ataupun instruksi yang diberikan oleh manufaktur.

Engine PT6A-114A sebagai *engine* yang digunakan pada pesawat Cessna Grand Caravan 208B, harus mampu mendukung performa pesawat dalam menjalankan misinya. Sebagai salah satu major komponen pada pesawat *engine* PT6A-114A memiliki *basic* TBO: 3600FH. Perawatan *overhaul* yang dijadwalkan merupakan upaya perawatan *preventive* untuk mencegah terjadinya kegagalan. Dengan pelaksanaan *overhaul* diharapkan dapat membuat kondisi *engine* memiliki performa yang tetap baik.

Pratt and Whitney Canada selaku manufaktur dari *engine* PT6A-114A, mengeluarkan *Service Bulletin* 1703R9, yang merupakan instruksi mengenai *major inspection* yaitu HSI (*Hot Section Inspection*) dan TBO (*Time Between Overhaul*) dari *engine* PT6A-114A yang merupakan *engine* dari pesawat *Cessna Grand Caravan 208B* [9]. *Service Bulletin* ini berisi instruksi dan aturan terkait diperbolehkannya memperpanjang usia *overhaul engine* dari ketentuan awal yaitu 3600FH. Mengingat *overhaul* merupakan salah satu *major maintenance*, yang hasilnya sangat mempengaruhi performa dari *engine* tersebut, maka dengan adanya perpanjangan *overhaul* akan memberi dampak pada performa *engine*. Sehingga operator harus memperhatikan beberapa konsekuensi jika akan menerapkan *TBO Extension* ini. Dengan adanya perubahan yang disarankan oleh manufaktur ini, maka peneliti bermaksud untuk mengkaji performa dari *engine* yang telah mengalami perubahan TBO (*Time Between Overhaul*) terhadap limitasi yang ditentukan oleh manufaktur. Analisa hasil pengolahan data juga dilakukan untuk mengkaji penerapan kebijakan perawatan pada pesawat terbang terhadap performa dari komponen tersebut.

2. Metodologi Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode kuantitatif. Metode kuantitatif yang digunakan dalam penelitian ini merupakan proses menemukan pengetahuan dengan menggunakan data berupa angka sebagai alat untuk menganalisis keterangan mengenai apa yang ingin diketahui [6]. Adapun data yang diperlukan dalam pengolahan data pada penelitian ini merupakan data parameter penerbangan yang diambil dari satu sampel *engine* PT6A-114A yang dioperasikan oleh PT. ASI Pudjiastuti Aviation yang telah diambil oleh peneliti [1]. Data tersebut diperoleh melalui *Aircraft Flight Log* yang merupakan catatan pilot selama penerbangan dilakukan. Data yang peneliti gunakan dalam penelitian ini sebagaimana tercantum pada table 1 dan tabel 2.

Data yang sudah peneliti peroleh berupa data altitude, OAT, ITT, dan IAS kemudian dianalisa dengan membandingkan kondisi *real* terhadap limitasi yang sudah ditentukan oleh manufaktur. Selain itu data juga diolah menggunakan pendekatan analitik dengan didukung konstanta *engine* turboprop yang merupakan jenis dari *engine* PT6A-114A [4] [5]. Melalui perhitungan diperoleh parameter-parameter untuk mengetahui performa dari *engine* tersebut.

Tabel 1 Data *Engine* dengan TBO 3600FH

<i>Altitude</i>	<i>OAT</i> (T_0)		<i>ITT</i> (Tt_4)		<i>IAS</i>
	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{R}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{R}$	
ft	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{R}$	$^{\circ}\text{C}$	$^{\circ}\text{R}$	<i>Knot</i>
4500	18	524,07	660	1679,67	146
5500	20	527,67	675	1706,67	144
6500	18	524,07	680	1715,67	141
7500	16	520,47	680	1715,67	140
8500	13	515,07	680	1715,67	137
9500	12	513,07	680	1715,67	135

Tabel 1 Lanjutan

Altitude	OAT (T_0)		ITT (Tt_4)		IAS
	°C	°R	°C	ft	
10500	12	513,07	690	1733,67	132
11500	9	507,87	690	1733,67	125
12500	3	497,07	700	1751,67	125
13500	3	497,07	700	1751,67	125

Tabel 2 Data Engine dengan TBO 5600FH

Altitude	OAT (T_0)		ITT (Tt_4)		IAS
	°C	°R	°C	°R	
4500	20	527,67	690	1733,67	147
5500	17	522,27	685	1724,67	140
6500	15	518,67	685	1724,67	141
7500	15	518,67	690	1733,67	138
8500	14	516,87	695	1742,67	135
9500	13	515,07	696	1744,47	132
10500	12	513,27	695	1742,67	130
11500	8	506,07	690	1733,67	132
12500	7	504,27	692	1737,27	127
13500	6	502,47	690	1733,67	125

3. Hasil dan Pembahasan

Overhaul merupakan salah satu *major maintenance* yang masuk dalam kategori *hard time maintenance* karena batas waktu pelaksanaan *overhaul* telah ditentukan [7]. Akan tetapi dengan adanya kebijakan *condition monitoring*, yang mana dalam kasus *engine* PT6A-114A ini diterapkan melalui *engine trend monitoring* dapat mempengaruhi batas waktu *hard time maintenance*. Pemantauan kondisi *engine* oleh manufaktur melalui *Engine Trend Monitoring*, serta melalui evaluasi setiap pelaksanaan *overhaul engine*, maka manufaktur mengeluarkan kebijakan untuk memperpanjang usia *overhaul engine* sesuai syarat dan ketentuan yang sudah diatur dalam *Service Bulletin* 1703R9.

Engine PT6A-114A dengan *serial number* PC-1109 merupakan salah satu sampel *engine* yang pernah melaksanakan *overhaul* pada TBO : 3.600FH dan TBO : 5.600FH. Artinya perpanjangan usia *overhaul* pada *engine* PT6A-114A yang dioperasikan PT. ASI Pudjiastuti telah dilakukan beberapa kali. Maka pada *engine* PT6A-114A dengan SN: PC-1109 ini dilakukan pengambilan data dari catatan pilot saat melakukan penerbangan *cruising* yang ditulis pada *Aircraft Flight Log*. Data yang digunakan dalam penelitian ini adalah dengan ketinggian mulai dari 4.500ft s/d 13.500ft. Akan tetapi validasi data hanya sampai pada ketinggian 10.500ft, dikarenakan kemampuan terbang *cruising* dari jenis pesawat ini hanya sampai pada 10.000ft [3].

Melalui data yang telah diperoleh, salah satu data yang dapat dianalisa terhadap limitasi dari manufaktur adalah data ITT pada setiap ketinggian pada *engine* dengan TBO : 3.600FH dan *engine* dengan TBO : 5.600FH. Adapun limitasi yang telah ditentukan oleh manufaktur sebagaimana terdapat pada tabel 3 [8].

Power Setting	SHP	Max. Torque (6)		Max. Observed ITT °C	Ng (11)		Np		Oil Pressure psig (2)	Oil Temp. °C (8) (9)
		lb. ft.	psi		RPM	%	RPM	%		
Max. Cruise	675 23.9° C (75° F)	1980	56.2	740	38,100	101.6	1900	100	85 to 105	0 to 99 (32° to 210° F)

Tabel 3 Engine PT6A-114A Parameter

(Sumber. Engine Maintenance Manual PT6A-114A)

Berdasarkan data yang diperoleh pada fase terbang *cruising*, engine dengan TBO : 3.600FH dan TBO : 5.600FH, tidak melewati batas maksimal ITT yang telah ditentukan manufaktur yaitu 740°C. Dengan demikian, meskipun usia *overhaul engine* telah diperpanjang dari 3.600FH menjadi 5.600FH tidak menurunkan kemampuan engine yang dalam hal ini adalah kondisi *turbine* temperatur yang kemudian menghasilkan *power* bagi engine untuk mendorong pesawat.

Selain membandingkan dengan limitasi yang telah ditentukan oleh manufaktur, performa dari engine yang telah melaksanakan *overhaul* pada TBO : 3.600FH dan TBO : 5.600FH juga dilakukan untuk mengetahui kondisi performa engine tersebut. Analisa dilakukan dengan metode analitik melalui perhitungan manual dengan rangkuman hasil perhitungan pada tabel 4 dan tabel 5.

Tabel 4 Hasil Perhitungan Engine Performance dengan TBO : 3.600FH

Alt	Parameter						
	F	F/m0	S	ηT	ηP	ηO	W/m0
Ft	-	lbf/(lbm/sec)	(lbm/hr)/lbf	(%)	(%)	(%)	hp/(lbm/sec)
4500	0,01282	179,34758	0,2574	15,5%	45,6%	7,1%	36,61746
5500	0,01316	187,46922	0,25265	15,9%	46,3%	7,4%	38,43129
6500	0,01339	194,73638	0,24754	16,1%	46,8%	7,5%	39,78097
7500	0,01348	195,958	0,2476	16,3%	47,2%	7,7%	40,438
8500	0,01361	201,577	0,24314	16,5%	47,7%	7,9%	41,401
9500	0,01366	202,938	0,24239	16,6%	47,8%	7,9%	41,763
10500	0,01395	211,072	0,23792	16,8%	48,3%	8,1%	43,173
11500	0,01409	223,81	0,22666	17,0%	48,6%	8,3%	44,055
12500	0,014642	237,176	0,22225	17,6%	49,9%	8,8%	47,433
13500	0,01464	233,615	0,22556	17,6%	49,9%	8,8%	47,456

Tabel 5 Hasil Perhitungan *Engine Performance* dengan TBO : 5.600FH

<i>Alt</i>	Parameter						
	<i>F</i>	<i>F/m0</i>	<i>S</i>	ηT	ηP	ηO	<i>W/m0</i>
<i>Ft</i>	-	<i>lbf/(lbm/sec)</i>	<i>(lbm/hr)/lbf</i>	(%)	(%)	(%)	<i>hp/(lbm/sec)</i>
4500	0,01358	197,30221	0,24781	16,1%	46,8%	7,5%	40,55917
5500	0,01358	204,62589	0,23899	16,3%	47,2%	7,7%	40,78318
6500	0,01367	202,94439	0,24245	16,5%	47,6%	7,9%	41,45771
7500	0,01381	207,27105	0,23987	16,6%	47,8%	7,9%	42,16113
8500	0,014	213,381	0,23619	16,8%	48,1%	8,1%	43,18632
9500	0,01408	216,9764	0,23358	16,9%	48,3%	8,2%	43,65917
10500	0,014123	218,34377	0,23285	16,9%	48,5%	8,2%	43,98358
11500	0,01412	213,84414	0,23771	17,1%	48,9%	8,4%	44,45087
12500	0,014173	220,20857	0,23169	17,2%	49,0%	8,4%	44,74437
13500	0,014211	221,69895	0,23077	17,2%	49,1%	8,4%	45,0358

Dari hasil yang telah di dapatkan maka dapat dijelaskan bahwa:

Perbandingan Parameter *Fuel/Air Ratio* terhadap *Altitude*

Fuel/Air Ratio adalah rasio perbandingan antara *fuel* dan *udara* yang didasarkan pada setiap perbedaan *altitude*. Pada umumnya dalam setiap pertambahan ketinggian rasio *fuel* yang digunakan akan semakin sedikit, begitupun dengan kerapatan udara pada setiap pertambahan ketinggian juga akan mengalami penurunan, akan tetapi besar penurunan *fuel* tidak sebesar penurunan kerapatan udara sehingga menyebabkan nilai dari *fuel air ratio* pada setiap pertambahan ketinggian cenderung meningkat.

Dari perbandingan parameter *Fuel/Air Ratio* terhadap *Altitude* diatas dapat diketahui bahwa nilai *fuel/air ratio* akan mengalami kenaikan setiap pertambahan ketinggian. Dari tabel 4 dan tabel 5 terlihat bahwa perbandingan nilai *fuel/air ratio* pada ketinggian antara *engine* TBO : 3.600FH dan TBO : 5.600FH terdapat perbedaan nilai yang cukup *significant*, dimana pada *engine* yang dilakukan TBO : 5.600FH secara keseluruhan nilainya jauh lebih tinggi dibandingkan dengan *engine* yang dilakukan TBO : 3.600FH. Hal ini dapat dikatakan bahwa *engine* dengan TBO : 5.600FH rasio penggunaan *fuel*-nya jauh lebih tinggi dibandingkan dengan *engine* dengan TBO : 3.600FH.

Namun seiring dengan pertambahan ketinggian nilai perbandingan antara *fuel* dan *air* menjadi semakin besar, hal ini dikarenakan rasio penurunan *air* atau kerapatan udara jauh lebih cepat atau dapat dikatakan jauh lebih tinggi dibandingkan dengan penurunan *fuel consumption*, hal inilah yang mengakibatkan setiap kenaikan ketinggian penerbangan *fuel/air ratio*-nya akan mengalami peningkatan.

Perbandingan Parameter *Specific Thrust*

Specific Thrust merupakan perbandingan antara *thrust* yang dihasilkan oleh pesawat dan masa aliran udara pada setiap ketinggian. Seperti halnya pada *fuel/air ratio*, *specific thrust* juga akan mengalami peningkatan pada setiap pertambahan ketinggian.

Dari perbandingan parameter *specific thrust* terhadap *altitude* pada tabel 4 dan tabel 5 dapat diketahui bahwa nilai *specific thrust* akan semakin meningkat setiap pertambahan ketinggian, hal ini disebabkan karena setiap kenaikan ketinggian maka *density* atau kerapatan udaranya akan semakin berkurang sehingga mengakibatkan penurunan temperatur udara, dari penurunan temperatur udara inilah yang nantinya akan mengakibatkan kenaikan dari

kompresi *engine*. Apabila kompresi dari *engine* ini meningkat maka nilai *specific thrust* akan semakin besar. Dari tabel 4 dan tabel 5 dapat diketahui bahwa nilai *specific thrust* mengalami peningkatan dari ketinggian 4.500 ft s.d 10.500 ft, namun pada *engine* TBO : 5.600FH terjadi penurunan pada ketinggian 11.500 ft hal ini dikarenakan data yang diambil berasal dari catatan pilot yang dituliskan dalam *flight log*. Mengacu pada spesifikasi pesawat yang merupakan *cabin unpressurized*, maka dalam *fase cruising constant* hanya dapat dilakukan pada maksimal ketinggian 10.000ft, melebihi batas tersebut kestabilan *fase cruising* tidak dapat dilakukan. Maka besar kemungkinan terjadinya ketidakakuratan dalam melakukan *record* data yang tertulis pada *flight log*. Selain itu dapat diketahui juga bahwa besar kecilnya *specific thrust* juga dipengaruhi oleh *fuel/air ratio* dimana semakin besar *fuel* yang digunakan maka *specific thrust*-nya akan semakin meningkat.

Perbandingan Parameter *Specific Fuel Consumption (S)*

Specific fuel consumption atau yang lebih sering dikenal dengan istilah konsumsi bahan bakar spesifik *engine*, yaitu merupakan nilai yang diperoleh dari perbandingan antara *fuel/air ratio* dengan *specific thrust engine*. Pada setiap perbedaan ketinggian, nilai dari *specific fuel consumption* akan mengalami perbedaan, hal ini di pengaruhi oleh adanya perbedaan dari *fuel/air ratio* dengan *specific thrust*.

Berdasarkan tabel tentang perbandingan parameter *specific fuel consumption* diatas, dapat diketahui bahwa seiring dengan pertambahan ketinggian nilai *specific fuel consumption* akan mengalami penurunan. Pada tabel diatas terdapat perbedaan antara *engine* dengan TBO : 3.600FH dan *engine* dengan TBO : 5.600FH, dimana secara keseluruhan *engine* dengan TBO : 3.600FH jauh lebih tinggi dibandingkan dengan *engine* TBO : 5.600FH. *Specific fuel consumption* pada *engine* TBO : 5.600 hours mengalami penurunan pada ketinggian 4.500 ft s.d. 10.500 ft, namun pada ketinggian 11.500 ft mengalami kenaikan yang mana tidak sesuai dengan teori pada umumnya. Apabila ditinjau dari nilai *specific thrust* yang di dapatkan sebelumnya, tidak menutup kemungkinan juga terjadi ketidak akuratan dalam perhitungan *specific fuel consumption* yang dimana *fuel consumption* merupakan rasio perbandingan dari *fuel/air ratio* dan *specific thrust*.

Perbandingan Parameter *Thermal Efficiency*

Thermal efficiency adalah suatu parameter yang mempunyai fungsi untuk mengetahui tingkat derajat panas dari suatu *engine*. Tingkat derajat panas dari suatu *engine* ini dipengaruhi oleh kerja dari *engine* itu sendiri. Apabila kerja suatu *engine* semakin berat maka nilai derajat panas dari *engine* tersebut juga akan semakin meningkat.

Dari tabel 4 dan tabel 5 tentang perbandingan parameter *thermal efficiency* dapat diketahui bahwa *thermal efficiency* akan semakin meningkat seiring dengan pertambahan ketinggian. Pada tabel 4 dan tabel 5 diketahui bahwa pada ketinggian 4.500 ft s.d. 11.500 ft *thermal efficiency engine* pada TBO : 3.600FH jauh lebih rendah dibandingkan dengan *engine* TBO : 5.600FH, namun pada ketinggian diatas 11.500 ft *engine* dengan TBO : 3.600FH memiliki nilai *thermal efficiency* yang lebih tinggi dibandingkan *engine* TBO : 5.600FH. Hal ini dipengaruhi karena adanya perbedaan *temperature* pada setiap perbedaan ketinggian.

Berdasarkan hasil yang di dapatkan maka dapat diketahui bahwa *engine* dengan TBO : 5.600FH lebih mudah panas dibandingkan dengan *engine* TBO : 3.600FH. Faktor lain penyebab ini adalah dapat dipengaruhi oleh usia dari *engine* PT6A-114A dengan *serial number* PCE-PC1109 itu sendiri.

Perbandingan Parameter *Propulsive Efficiency*

Propulsive Efficiency atau efisiensi propulsi adalah suatu parameter yang digunakan untuk mengetahui tingkat propulsi *engine* atau tingkat kinerja *engine*. Propulsi dari suatu *engine* merupakan hal yang utama yang harus diperhatikan, karena apabila terdapat gangguan pada sistem kerja *engine* maka akan berpengaruh pada *thrust* yang dihasilkan oleh *engine* tersebut.

Dari tabel 4 dan tabel 5 tentang perbandingan parameter *propulsive efficiency* dapat diketahui bahwa *propulsive efficiency* akan semakin meningkat seiring dengan pertambahan ketinggian. Pada tabel 4 dan 5 diketahui bahwa secara keseluruhan *propulsive efficiency engine* dengan TBO : 5.600FH lebih tinggi dibandingkan *engine* TBO : 3.600FH, dengan perbedaan pada setiap ketinggiannya tidak melebihi 1%, sehingga dapat dikatakan bahwa *engine* TBO : 5.600FH gaya dorongnya jauh lebih besar dibandingkan dengan *engine* TBO : 3.600FH. Hal ini dapat terjadi mengingat adanya perbedaan *treatment* yang dilakukan pada kedua kondisi, dimana pada saat pelaksanaan *overhaul*, *engine* dengan TBO : 3.600FH tidak semua komponennya dilakukan penggantian melainkan hanya dilakukan *repair*, sedangkan pada *engine* dengan TBO : 5.600FH lebih banyak komponen yang telah habis *life limit*nya sehingga juga sekaligus dilakukan penggantian komponen tersebut.

Perbandingan Parameter *Overall Efficiency*

Overall Efficiency atau efisiensi keseluruhan, yaitu suatu parameter yang didapatkan dari perkalian antara *thermal efficiency* dan *propulsive efficiency*. Dari tabel 4 dan tabel 5 tentang perbandingan parameter *overall efficiency* dapat diketahui bahwa nilai *overall efficiency* akan mengalami kenaikan seiring dengan pertambahan ketinggian. Pada ketinggian 4.500 ft s.d. 11.500 ft *overall efficiency engine* dengan TBO : 5.600FH lebih tinggi dibandingkan dengan *engine* TBO : 3.600FH, sedangkan pada ketinggian diatas 11.500 ft terjadi sebaliknya. Besar kecilnya nilai *overall efficiency* ini dipengaruhi oleh besar dari *thermal efficiency* dan *propulsive efficiency* yang di dapatkan pada perhitungan sebelumnya.

Perbandingan Parameter *Specific Power*

Specific power adalah suatu parameter yang digunakan untuk mengetahui tingkat *power* spesifik dari suatu *engine*. *Specific power* ini didapatkan dari nilai *power* yang dihasilkan pada suatu *engine* berbanding dengan masa aliran udara yang mengalir. Dari tabel tentang perbandingan parameter *specific power* dapat diketahui bahwa pada umumnya nilai dari *specific power* akan semakin meningkat seiring dengan pertambahan ketinggian. Pada ketinggian 4.500 ft s.d. 11.500 ft *engine* dengan TBO : 5.600FH cenderung lebih tinggi dibandingkan dengan *engine* TBO : 3.600FH, sehingga dapat dikatakan bahwa *specific power engine* TBO : 5.600FH lebih besar dibandingkan *engine* dengan TBO : 3.600FH. Mengingat bahwa ada perbedaan *treatment* yang dilakukan antara *engine* yang dilakukan *overhaul* pada TBO : 3.600FH dan TBO : 5.600FH, maka tidak menutup kemungkinan bahwa *engine* yang *di-overhaul* mempunyai nilai *specific power* yang lebih unggul dibandingkan dengan pada saat *overhaul* TBO : 3.600FH.

Adapun *treatment* yang dilakukan antara lain perbedaan *life limit* dari *accessories*, dan penggantian LLP dimana pada saat TBO tidak semua LLP dilakukan penggantian sedangkan pada saat TBO *extension* (5.600 hours) semua LLP habis *life limit*-nya, sehingga dilakukan penggantian. Selain itu, juga dipengaruhi adanya kebijakan perusahaan dimana adanya perubahan pelaksanaan *inspection* yang dilakukan.

4. Kesimpulan

Dari pengolahan data yang telah dilakukan maka dapat disimpulkan bahwa :

1. Parameter *engine* PT6A-114A yaitu ITT pada fase *cruising* masih dalam batas limitasi yang telah ditentukan oleh manufaktur yaitu 740°C.
2. Pada *engine* PT6A-114A dengan TBO:3600FH dan TBO:5600FH memiliki parameter performa *engine* yaitu: *fuel/air ratio*, *spesific thrust*, *specific fuel consumption*, *thermal efficiency*, *propulsive efficiency*, *overall efficiency*, dan *specific power* yang sesuai dengan kondisi ideal. Adapun perbedaan hasil pada *engine* TBO:3600FH dan TBO:5600FH adalah dikarenakan adanya perbedaan perlakuan pada masing – masing *overhaul* seperti adanya penggantian *life limit part* pada *engine* dengan TBO:5600FH.

Ucapan terimakasih

Ucapan terimakasih penulis sampaikan kepada P3M STT Adisutjipto yang telah berperan dalam memberikan bantuan dana dalam pelaksanaan penelitian ini.

Daftar Pustaka

- [1] Anggraeni, Tanty., 2018, Analisis *Specisific Power* dan *Spesific Fuel Consumption* pada *Engine* PT6A-114A SN:PC-1109 Sebelum dan Sesudah Mengalami *TBO Extension* , STT Adisutjipto, Yogyakarta.
- [2] Arismunandar, Wiranto. 2002, “Pengantar Turbin Gas dan Motor Propulsi”, Penerbit ITB, Bandung.
- [3] Cessna *Technical Publication*, 2013, “Cessna Grand Caravan 208B *Pilot’s Operating Hand Book and FAA Airplane Flight Manual Rev.01*”, USA.
- [4] Jack D. Mattingly, 2002, “*Aircraft Engine Design 2nd Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronatics”.
- [5] Jack D. Mattingly, 2005 “*Element of Gas Turbine Propulsion, Department of Mechanical and Manufacturing Engineering Seattle University*”, USA.
- [6] Kasiram, Moh, 2008, Metodologi Penelitian, Malang, UIN-Malang Pers.
- [7] Kinnison A, Harry dan Siddiqui, T., 2004, *Aviation Maintenance Manajemen 2nd Edition*, The Mc Graw-Hill, New York.
- [8] Pratt & Whitney *Technical Publication*, 2018, *Engine PT6A-114A Maintenance Manual*.
- [9] Pratt & Whitney , 2013. “*Pratt & Whitney S.B. No. 1703R9 Turboprop Engine Operating Time Between Overhauls and Hot Section Inspection Frequency*, Canada.