

CFM56- 7B TAKE-OFF ENGINE PERFORMANCE WITH THRUST 26300 LB AND 24200 LB

Joseph Pradana Hutamadi

Jurusan Teknik Dirgantara-Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
josephpradana@gmail.com

Abstract

As an one of engine manufacturers, CFM produces CFM56-7B with some thrust rating versions to fulfill market demand. In this case, operator has some considerations in choosing engine which is appropriate with the demand. The engine performance is very important to be considered, especially the engine capabilities when it is being maximally operated in takeoff phase. This research discusses about the CFM56-7B engine takeoff performance comparison between 26300 lbs and 24200 lbs thrust rating configuration. By processing Test Cell Result data using formula in Engine Shop Manual - 003, author did a performance calculation to know how much the difference that happened to both of those thrust rating configuration.

Keyword: Engine, Performance, CFM-567B, Thrust

1. Latar Belakang

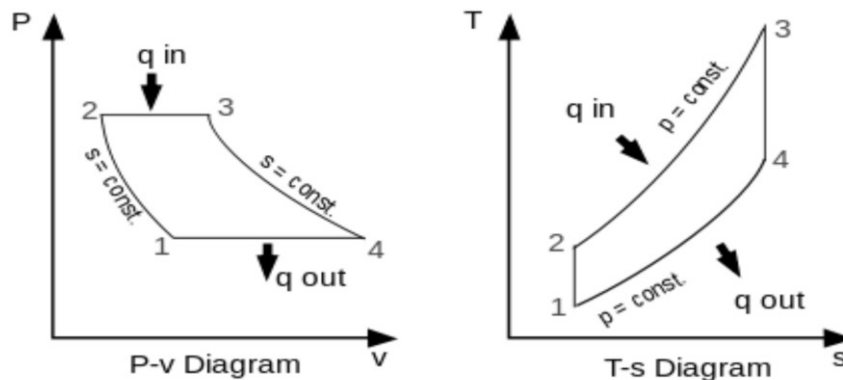
Perkembangan teknologi menyebabkan melesatnya peningkatan spesifikasi engine. Para produsen engine saling berkompetisi untuk menciptakan karya terbaik dan yang handal. Dalam hal ini CFM sebagai salah satu manufaktur engine, memproduksi CFM56-7B dengan beberapa versi thrust rating untuk memenuhi kebutuhan pasar. Banyaknya engine yang beredar di pasaran membuat operator penerbangan memiliki beberapa pertimbangan dalam menentukan konfigurasi engine yang sesuai dengan kebutuhan. Keamanan dan keselamatan penerbangan menjadi perhatian utama manufaktur, regulator maupun operator. Oleh karena itu perawatan yang berkesinambungan perlu dilakukan untuk menjaga performa engine tetap baik agar engine tetap dapat digunakan. Engine yang mengalami penurunan performa dalam hal ini EGT margin, tidak dapat digunakan apabila telah mencapai EGT red line. Agar tetap dapat digunakan, engine perlu menjalani proses restoration/ refurbishment untuk mengembalikan performa engine [1][2]. Selain itu, sebagai alternatif, operator dapat menurunkan versi thrust rating. Penggunaan versi thrust rating yang lebih rendah menurut manufaktur dapat meningkatkan EGT margin sehingga engine tetap dapat digunakan dengan masa pakai yang lebih panjang. Performa suatu engine dapat diketahui dengan melakukan uji coba melalui run up test di dalam test cell facility. Penilaian performa engine dilakukan dengan melihat bagaimana kemampuan engine pada fase take-off, karena pada saat take-off kemampuan engine dipacu secara maksimal agar mencapai thrust target. Berdasarkan latar belakang tersebut [3], penelitian ini dilakukan untuk mengetahui performa take-off engine CFM56-7B dengan konfigurasi thrust rating 26300 lb dan 24200 lb. Penelitian dilakukan dengan mengolah data Test Cell Result dengan formulasi Engine Acceptance Test CFM56-7B. Hal ini dilakukan dengan maksud untuk mengetahui bagaimana perbandingan performa antara kedua thrust rating.

Performa engine pesawat terbang menggunakan siklus Brayton, Siklus yang ideal untuk mesin turbin gas sederhana adalah Siklus Brayton. Siklus pada mesin turbin gas pada umumnya merupakan siklus terbuka, karena semua proses yang terjadi di dalam langsung secara terus menerus [2]. Siklus Brayton merupakan suatu pemodelan dalam termodinamika untuk mesin gas turbin ideal. Dalam pembahasan analisa parametrik (parametric cycle) ataupun perhitungan performa suatu mesin turbin gas pada umumnya menggunakan prinsip siklus Brayton. Proses termodinamika dalam mesin gas turbin terjadi secara kontinyu. Terjadi aliran udara yang

dikompres oleh kompresor secara terus-menerus, pembakaran secara terus-menerus di dalam ruang bakar, dan tenaga yang dikeluarkan terus menerus di bagian turbin. Secara keseluruhan ada 5 siklus kerja di dalam engine turbofan, yaitu:

- Intake – terjadi pemasukan udara dari luar ke dalam kompresor.
- Kompresor – terjadi proses kompresi.
- Ruang bakar – terjadi proses pembakaran
- Turbin – terjadi proses ekspansi.
- Exhaust – terjadi proses pembuangan gas.

Udara luar dihisap melalui intake, kemudian dilakukan kompresi oleh blade kompresor. Udara yang dikompresi setiap stage-nya akan mengalami kenaikan tekanan yang sama. Udara setelah keluar dari kompresor akan disalurkan ke ruang bakar (combustion chamber), untuk ditambahkan dengan fuel lalu kemudian diberi ignition sehingga terjadilah pembakaran. Sebelum masuk ruang bakar udara yang keluar dari kompresor akan melalui difuser untuk merubah laju aliran massa udara yang tinggi menjadi tekanan yang tinggi atau dengan kata lain merubah kecepatan menjadi tekanan. Gas hasil pembakaran dari ruang bakar akan mengalir pada jalur yang menyempit yang disebut nozzle yang berfungsi untuk merubah gas bertekanan tinggi menjadi kecepatan untuk berekspansi pada turbin secara terus menerus. Gas hasil ekspansi akan dilepas ke luar engine (atmosfer) dengan tekanan yang konstan melalui saluran exhaust. Berdasarkan termodinamika urutan proses yang terjadi didalam gas turbin engine dapat dinyatakan dalam suatu siklus, yang dikenal dengan siklus Brayton. Dalam siklus tersebut terdapat empat urutan proses, sebagai berikut:



Gambar 1. Diagram Siklus Brayton
(Sumber: Element Of Gas Turbine Theory, 1996)

- A - B Proses kompresi:

Pada proses ini, udara luar (atmosfer) akan dimampatkan. Hal tersebut akan menimbulkan perubahan-perubahan variabel berikut ini. Volume mengecil ($V_1 > V_2$), sedangkan tekanan membesar ($P_1 < P_2$). Dalam praktik, proses adiabatik tidak pernah terjadi secara sempurna pula. Namun proses adiabatik sering dipakai dalam pengkajian teoritis proses kompresi.

- B – C Proses Pembakaran:

Selanjutnya pada proses ini, udara terkompresi masuk ke ruang bakar. Bahan bakar diinjeksikan ke dalam ruang bakar dan diikuti dengan proses pembakaran bahan bakar tersebut. Energi panas hasil pembakaran diserap oleh udara (q_{in}) sehingga meningkatkan

temperatur udara dan menambah volume udara. Proses ini tidak mengalami kenaikan tekanan udara, karena hasil proses pembakaran berekspansi ke sisi turbin. Karena tekanan yang konstan maka proses ini disebut isobarik.

c. C – D Proses Ekspansi:

Gas hasil proses pembakaran diekspansikan menuju turbin. Turbin akan merubah energi kinetik gas panas hasil pembakaran dari ruang bakar menjadi tenaga putar mekanis. Sebelum udara panas dari ruang bakar digunakan untuk memutar turbin, tenaga panas dan tekanannya dirubah agar mendapatkan kecepatan yang tinggi. Untuk itu, maka bentuk dari blade yang tidak berputar atau disebut stator dibuat sedemikian rupa agar berfungsi menyerupai nozzle. Di dalam nozzle inilah kecepatan udara akan bertambah dan tekanannya akan berkurang.

d. D – A Proses Pembuangan:

Gas hasil pembakaran dikeluarkan melalui suatu sistem exhaust duct atau saluran pembuangan. Setelah itu gas hasil pembakaran akan mengalir keluar dari exhaust.

2. Metodologi Penelitian

a. Studi Lapangan atau Observasi

Studi Lapangan atau observasi, adalah metode pengumpulan data yang dilakukan dengan cara penelitian langsung. Mengumpulkan berbagai data yang dibutuhkan penulis yang bersumber langsung dari perusahaan Garuda Maintenance Facility AeroAsia (GMF) yang melaksanakan test pada engine turbofan dengan tipe CFM56-7B dan memantau performa engine tersebut pada pesawat Boeing 737-NGs. Data yang digunakan merupakan data hasil test cell yaitu Take-Off Performance Result

b. Studi Literatur

Pengumpulan data dan teori dari literatur seperti Engine Shop Manual, dan referensi-referensi lain yang berkaitan dan mendukung dalam melakukan analisis perbandingan performa engine CMF56-7B pada fase takeoff. Mempelajari literatur yang berkaitan dengan tinjauan pustaka. Mengumpulkan teori pendukung dari sumber pustaka terkait dengan data pendukung untuk melakukan perhitungan performa engine yang bertitikberatkan pada beberapa parameter standar yang dimasukkan dalam formula kemudian akan didapatkan hasilnya, kemudian dapat ditarik kesimpulan mengenai performa engine tersebut.

c. Konsultasi dan Wawancara

Metode pengumpulan data yang dilakukan dengan cara mewawancara secara langsung. Mengetahui informasi dengan mengajukan berbagai pertanyaan pada para narasumber di PT GMF Aeroasia Tbk. yang berkaitan dengan penelitian, baik mengenai sumber data yang diambil maupun teori yang tertera pada pustaka dan literature. Untuk mengetahui bagaimana performa dari suatu engine dibutuhkan beberapa tahapan perhitungan. Tahapan perhitungan dilakukan berdasarkan untuk mengetahui performace engine [2] [4][5]

- Theta 2 (θ_2)

$$\theta_2 = \frac{T_2^{\circ C} + 273.15}{288.15}$$

- N1K dan N1R

$$N1K = N1 \text{ Meas} \cdot KHN1 \left(\frac{1}{\theta_2 \cdot EXPN1} \right)$$

$$N1R = N1K \cdot KCONDN1$$

Dimana:

N1 Meas = Kecepatan rotasi *fan* (RPM)

KHN1 = Humidity correction factor, refer to figure 1309

KCONDN = Inlet condensation correction, refer to fig. 1314 & 1315

EXPN1 = Theta exponent untuk menghitung clearance control dan kondisi non-ISA atmospheric refer to fig. 1311

Untuk mendapatkan nilai EXPN1, melakukan kalkulasi N1R2XX kemudian menginterpolasi antar titik.

$$N1R2XX = N1 \text{ Meas} \cdot KHN1 / (\theta_2^{0.XX})$$

Dimana XX = 0.47

- FNK

$$FNK = \frac{FN}{\delta_2} \quad \text{atau} \quad FNK = FN \text{ Meas} \cdot KFN \cdot \frac{1}{\delta_2}$$

Dimana:

FN Meas = Thrust terukur

KHFN = Humidity correction factor refer to fig. 1309

$$\delta_2 = \left(\frac{PT_2 \text{ in psia}}{14.696} \right) \quad \text{atau} \quad \left(\frac{PT_2 \text{ in KPA}}{14.696} \right)$$

- WFK

$$WFK = WF \text{ Meas} \cdot \frac{1}{\delta_2} \cdot \frac{1}{\theta_2^{\text{EXPWF}}} \cdot KHWF \cdot KCONDW \cdot \frac{LHV}{18580}$$

EGTK (°C) untuk pengujian engine dengan rating plug yang ditentukan EGTK =

$$\frac{EGT}{\theta_2^{\text{EXPEGT}}} \left[\left(\frac{EGT - KSHUNT}{KSHUNT1} + 273.15 \right) \left(\frac{1}{\theta_2^{\text{EXPEGT}}} \right) KHEGT \cdot KCOND1 - 273.15 \right] \cdot KSHUNT1 + KSHUNT2$$

EGTK (°C) untuk pengujian engine dengan test cell connector atau 27K atau 26K engine rating plug.

$$EGTK = \frac{EGT}{\theta_2^{\text{EXPEGT}}} \left[\left(\frac{EGTM}{KSHUNT1} + 273.15 \right) \left(\frac{1}{\theta_2^{\text{EXPEGT}}} \right) KHEGT \cdot KCOND1 - 273.15 \right] \cdot KSHUNT1 + KSHUNT2$$

- N2K

$$N2HC = N2 \text{ Meas} \cdot KHN2$$

✓ Menghitung temperatur pada 14300 physical core speed:

Jika N2HC ≤ 14300

$$T2143 = 518.67 \cdot \exp \left(\frac{\ln \left(\frac{14300}{N2HC} \right)}{\frac{\theta_2^{\text{EXPN2}}}{\theta_2^{\text{EXPN2G}}}} \right) \quad \text{Jika } N2HC > 14300$$

$$T2143 = 518.67 \cdot \exp \left(\frac{\ln \left(\frac{14300}{N2HC} \right)}{\frac{\theta_2^{\text{EXPN2}}}{\theta_2^{\text{EXPN2G}}}} \right)$$

✓ Menghitung corrected core speed:

Jika T2143 ≤ 518.67

$$N2K = \left(\frac{14300}{\left(\frac{T2143}{518.67} \right)^{\text{EXPN2C}}} \right) \cdot KCONDN2$$

Jika T2143 > 518.67

$$N2K = \left(\frac{14300}{\left(\frac{T2143}{518.67} \right)^{**} \text{EXP}N2} \right) * KCONDN2$$

$$N2R = N2K$$

$$\checkmark N2/\sqrt{025} = N2 \text{ Meas} * 1/\sqrt{025}$$

- W2AR

$$W2AR = 1.32395 \cdot A2 \cdot KCONDA \cdot BMCFWX \cdot$$

$$\left[\left(\frac{PS2W}{PT2} \right)^{14.27} - \left(\frac{PS2W}{PT2} \right)^{1.7135} \right]$$

$$A2 = \text{Bellmouth area (inch}^2\text{)}$$

- OCPR = Overall compressor pressure ratio

$$OCPR = \frac{PS3}{PT2}$$

Dimana:

$$PS3 = PS3SEL \text{ (psia)}$$

$$PT2 = \text{Total pressure at fan inlet (psia)}$$

- CTR

$$CTR = \frac{T3}{T2}$$

Dimana:

$$T3 \text{ (}^\circ\text{R)} = T3 \text{ measured (}^\circ\text{F)} + 459.67$$

$$T3 \text{ (K)} = T3 \text{ measured (}^\circ\text{C)} + 273.15$$

$$T2 \text{ (}^\circ\text{R)} = T2 \text{ measured (}^\circ\text{F)} + 459.67$$

$$T3 \text{ (K)} = T2 \text{ measured (}^\circ\text{C)} + 273.15$$

- FPR

$$FPR = \frac{PT17}{PT2}$$

- Untuk menyesuaikan data *standard day* untuk perbedaan dengan *baseline* perlu melakukan aplikasi *test cell modifiers* (dari *test cell correlation report* pada FNK) [6][7]. Berikut rumusnya:

$$FNK1 = FNK \cdot FMFN$$

$$WFK1 = WFK \cdot FMWF$$

$$EGTK = \left[\left(\frac{EGTK \cdot KSHUNT2}{KSHUNT1} + 273.15 \right) FMEGT - 273.15 \right]$$

$$\cdot KSHUNT1 + KSHUNT2$$

$$N2K1 = N2K \cdot FMN2$$

$$EPRK1 = EPR \cdot FMEPR$$

$$W2K1 = W2AR \cdot FMW2R$$

- Installation Effect

Menyesuaikan parameter *standard day* untuk *installation effect*

$$FNK2 = FNK1 \cdot FN \text{ ADJ}$$

$$WFK2 = WFK1 \cdot WF \text{ ADJ}$$

$$EGTK2 = \left[\left(\frac{EGTK1 \cdot KSHUNT2}{KSHUNT1} + 273.15 \right) EGT ADJ - 273.15 \right] \frac{KSHUNT1 + KSHUNT2}{KSHUNT1}$$

$$N2K2 = N2K1 \cdot N2 ADJ$$

$$W2K2 = W2K1 \cdot W2 ADJ$$

Dimana:

FN ADJ, WF ADJ, EGT ADJ, dan W2 ADJ = *Acceptance Adjustment*.

- *N1K Rated*

Menyesuaikan data N1K. berdasarkan fig. 1301

$$FNK3 = FNK2 + \Delta FN$$

$$WFK3 = WFK2 + \Delta WF$$

$$EGTK3 = \left[\left(\frac{EGTK1 \cdot KSHUNT2}{KSHUNT1} + 273.15 \right) \Delta EGT - 273.15 \right] \frac{KSHUNT1 + KSHUNT2}{KSHUNT1}$$

$$N2K3 = N2K2 + \Delta N2$$

$$W2K3 = W2K2 + \Delta W2$$

- Menghitung SFC3K pada *rated thrust*

$$SFCK3 = \left(\frac{WFK2 - \Delta WFFN}{FNK \text{ Rated}} \right)$$

Dimana:

$$\Delta WFFN = WFDR \text{ at } FNK2 - WFDR \text{ at } FNK \text{ Rated}$$

WFDR = *Fuel flow values* dari figure 1315

$$SFC \text{ MARGIN} = \left(\frac{SFC \text{ REF} - SFCK3}{SFC \text{ REF}} \right) \cdot 100 \text{ (dalam \%)}$$

- *Hot day performance*

$$EGT \text{ HD} = \left[\left(\frac{EGTK - KSHUNT2}{KSHUNT1} + 273.15 \right) \cdot \theta_2 \cdot EXPEGT - 273.15 \right] \cdot KSHUNT1 + KSHUNT2$$

- *Performance margins*

✓ *Thrust Margin:*

$$Thrust \text{ Margin} = \frac{[FNK3(\text{or})FNK3M - FNK \text{ Rated (fig.1301)}] \cdot 100}{FNK \text{ Rated}}$$

✓ *Hot day EGT margin (°C):*

$$EGTHDM: EGTHD - \Delta EGTM$$

✓ *N2 Hot Day (%)*

$$N2HD = \frac{[N2HD \text{ limit (fig.1301)} - N2CC3 \text{ or } N2CC3M] \cdot 100}{N2HD \text{ limit}}$$

$$T2143H = 518,67 \cdot \exp(\ln(14300/N2K3) / \exp N2HD) \text{ °R}$$

$$N2CC3 = \left(\frac{14300}{\left(\frac{T2143}{N2K3} \right)^{\exp N2CHD}} \right) \cdot (\theta_2 HD)^{\exp N2CHD}$$

✓ *SFC margin (%)*

$$SFC \text{ Margin} = \left(\frac{SFC \text{ REF} - SFCK3}{SFC \text{ REF}} \right) \cdot 100$$

3. Hasil dan Pembahasan

Parameter berikut didapatkan dari hasil pengukuran dan perekaman data *engine* yang diuji pada *test cell*. Nilai-nilai yang didapat merupakan nilai riil yang terukur dan terbaca oleh komputer pada *test cell facility*. Namun pada pembahasan ini data yang akan digunakan adalah data *take-off performance* saja. Berikut adalah data parameter *test cell take-off performance result*:

Tabel 1. Data Parameter

No	Parameter	Value		Unit
		26300 lb	24200 lb	
1	N1 045	5191	5037.0	Rpm
2	N2 344	14501	14517.0	Rpm
3	HUM	112.6	128.9	grains/lb
4	Rel HUM	88.9	74.3	%
5	WF Main	10629.5	9524.4	lb/hr
6	WF Verify	10625.7	9523.8	lb/hr
7	EGT/ T ₄₉₅	881.2	874.0	°C
8	T ₂	23.3	28.4	°C
9	T ₂₅	124.26	124.22	°C
10	T ₃	559.1	554.80	°C
11	PT17	-	-	Psia
12	BARO	14.645	14.606	Psia
13	PT ₂	14.584	14.556	Psia
14	PS2W	11.033	11.398	Psia
15	PT ₄₉₅	66.169	60.482	Psia
16	PS3	390.9	360.9	Psia
17	FN	25940	23591	Lb
18	LHV	18573	18619	Btu/lb

(Sumber: Take Off Performance Result)

Nilai faktor koreksi (*Correction factor*) didapatkan dari proses perhitungan berdasarkan tabel (*figure*) *Correction factor* pada *Engine Shop Manual 003*. Faktor koreksi ini digunakan untuk menyetarakan hasil perhitungan dengan hasil pengujian manufaktur. Berikut nilai faktor koreksi yang diperoleh:

Tabel 2. Correction Factor

Correction Factor		Thrust Rating	
		26300 LB	24200 LB
Temperature	T ₂	73.87 °F	83.03 °F
	θ ₂	1.02867	1.04633
	θ ₂₅	1.3792	1.3790
	T ₂₅	397.41 °K	397.37 °K
Pressure	δ ₂	0.992379	0.990474
	PT2/PS2W	1.32	1.28
	BMC FWX	0.979449	0.977207
Humidity	Humidity	112.6 grain/lb	128.9 grains/lb
	KHN1	0.995097	0.994387
	KHN2	0.997506	0.997145
	KHEGT	1.001447	1.001656
	KHFN	1.000322	1.000369

	KHWF	0.992212	0.991085
Temperature Rise	T2	73.87	83.03
	<i>Real Humidity</i>	88.9	74.3
	T.Rise60	17.41	11.52
	T,Rise70	20.37	13.39
	T.Rise80	23.03	15.06
	T.Rise90	25.20	16.43
	T.Rise100	26.98	17.52
	T.RISE	21.40	15.48
Exponent Factor	N1R2XX	5097.38	4903.24
	N1HD	5197	4999
	EXP1	0.44650	0.47561
	EXP2	0.50000	0.50000
	EXP2C	0.35700	0.37282
	EXPT3	0.84885	0.87023
	EXP2HD	0.50000	0.50000
	EXP2CHD	0.35700	0.37800
	EXPEGTHD	0.88520	0.87730
	θ_{2HD}	1.05206	1.05206
Inlet Condensation	N1K	5101	4902
	N1R	5086	4894
	N1KFAC	-0.000131	-0.000100
	N2KFAC	0.000000	0.000000
	TKFAC	-0.000200	-0.000200
	WFFAC	-0.000100	-0.000100
	AKFAC	0.000000	0.000000
	KCOND1	0.997188	0.998452
	KCOND2	1.000000	1.000000
	KCONDT	0.995721	0.996904
	KCONDW	0.997860	0.998452
	KCONDA	1.000000	1.000000
Facility Modifier	N1R	5086	4894
	FMFN	1.022914	1.030195
	FMEGT	1.006970	1.009926
	FMWF	1.012769	1.023556
	FMN2	1.001597	1.004721
	FMW2R	1.008142	1.010861
E G	EGT KSHUNT1	1,0	1,0
	EGT KSHUNT2	0,0	12,0

Dari perhitungan performa *engine* CFM56-7B pada kedua konfigurasi. Didapatkan beberapa hasil yang selanjutnya akan dikelompokkan untuk memudahkan proses analisa. Hasil dari perhitungan dikelompokkan dalam dua kondisi, *standard day* dan *hot day*. Berikut tabel hasil perhitungan yang didapat:

Tabel 3. Hasil Perhitungan Performa *Take-off Standard Day*

Parameter		<i>Thrust Rating</i>	
		26300 LB	24200 LB
<i>Thrust</i> (FNK)	FNK	26148 lb	23827 lb
	FNK1	26747 lb	24546 lb
	FNK2	26872 lb	24683 lb
	FNK3	26920 lb	24858 lb
	<i>Thrust Margin</i>	620 lb	658 lb
	<i>Thrust Margin %</i>	2.36	2.72
	WFK	10406	9259
	WFK1	10539	9477
	WFK2	10529	9474
	WFK3	10556	9552
	SFCK3	0.3885	0.3825
	SFC Margin SAC	-5.3 %	-6.6 %
	SFC Margin DAC	-5.0 %	-6.3 %
EGT	EGTK	849 °C	828 °C
	EGTK1	857 °C	839 °C
	EGTK2	853 °C	836 °C
	EGTK3	854 °C	838 °C
N2	N2HC	14465 rpm	14476 rpm
	N2K = N2R	14320 rpm	14210 rpm
	N2K1	14342 rpm	14278 rpm
	N2K2	14354 rpm	14281 rpm
	N2K3	14358 rpm	14297 rpm
<i>Air Flow</i>	W2AR	772.31 lb/s	741.15 lb/s
	W2K1	779 lb/s	749 lb/s
	W2K2	779 lb/s	750 lb/s
	W2K3	780 lb/s	753 lb/s
<i>Pressure</i>	OCPR	26.803	24.791
	FPR	0	0

Di bawah ini merupakan pengelompokan hasil perhitungan EGT serta *Core Speed* pada kondisi *Hot Day*.

Tabel 4. Hasil Perhitungan Performa kondisi *Hot Day*

Parameter		<i>Thrust Rating</i>	
		26300 LB	24200 LB
EGTHD	EGT <i>Hot Day</i> (°C)	905.9	888.3
	EGT _{HD} Margin (°C)	17.1	35.7
N2CC3 (<i>Core Speed</i>)	N2CC3	14621	14575
	N2HD Margin	167.3	59
	N2HD Margin %	1.319	0.404

Hasil Perhitungan Performa dengan penggunaan *Facility Modifier* N1 (FMN1) untuk *Standard Day*. Berikut adalah hasil perhitungan *standard day* yang telah dikalkulasi ulang dengan penggunaan *facility modifier*.

Tabel 5. Hasil Perhitungan Performa *Standard Day* dengan FMN1

Parameter	<i>Thrust Rating</i>	
	26300 LB	24200 LB
<i>Thrust Margin %</i>	2.356	2.72
N1K Trim/ Δ N1K	35	24.1
FNDR (N1K <i>rate</i>)	26800	24661
N2DR (N1K <i>rate</i>)	14380	14188
EGTDR (N1K <i>rate</i>)	1064.96	1029.4
FNDR (N1K <i>rate</i> – N1K <i>trim</i>)	26486	24369
N2DR (N1K <i>rate</i> – N1K <i>trim</i>)	14352	14161
EGTDR (N1K <i>rate</i> – N1K <i>trim</i>)	1059.28	1025.06
Δ FNM	314	292
Δ N2M	28	27
Δ EGTM	5.68	4.34
FNK3M	26606	24566
FNK3M Margin	306	366
FNK3M Margin %	1.16	1.51
N2K3M	14330	14271
EGTK3M	848	834

Hasil Perhitungan Performa dengan penggunaan *Facility Modifier* N1 (FMN1) untuk *Hot Day*

Tabel 6. Hasil Perhitungan Performa *Hot Day* dengan FMN1

Parameter	<i>Thrust Rating</i>	
	26300 LB	24200 LB
N1KRM	5046	4856
EGTHDM	900.2	883.9
EGTHDM Margin	22.8	40.1
N2CC3M	14593	14548
N2HDM Margin	195.1	85.7
N2HDM Margin %	1.185	0.586

Dari data hasil perhitungan performa *engine* CFM56-7B yang telah dikelompokkan di atas, maka selanjutnya meringkas nilai-nilai margin yang terdapat pada tabel di atas mendapatkan data *Take-off Performance Summary* seperti berikut:

Tabel 7. *Take-off Performance Summary 26300 lb*

Parameter	Thrust Rating 26300 LB	Limitasi
<i>Thrust</i> (lb)	26920	26300
<i>Thrust Margin</i> (%)	2.36	-
SFC	0.3885	0.369
SFC Margin (%)	-5.3	-
EGT HD (°C)	905.9	918
EGT HD Margin (°C)	17.1	0

Berdasarkan tabel di atas, dapat diketahui bahwa *thrust* yang dihasilkan baik. Dibuktikan dengan hasil *thrust* margin yang positif, artinya *thrust* yang dihasilkan dapat melampaui limitasi. Pada nilai SFC, didapatkan nilai sebesar 0.3885, dengan nilai SFC margin sebesar -5.3%. Hasil margin negatif terhadap limitasi. Namun margin tersebut masih dalam batas toleransi. Nilai EGT *Hot day* yang didapatkan juga baik, temperatur gas buang yang dihasilkan *engine* tidak melampaui limitasi yang ditentukan. Dengan *performance summary* diatas, maka dapat dikatakan bahwa *engine* memiliki performa yang baik karena memenuhi performa yang disyaratkan.

Tabel 8 *Take-off Performance Summary 24200 lb*

Parameter	Thrust Rating 24200 LB	Limitasi
<i>Thrust</i> (lb)	24858	24200
<i>Thrust Margin</i> (%)	2.72	-
SFC	0.3825	0.369
SFC Margin (%)	-6.6	-
EGT HD (°C)	888.3	919
EGT HD Margin (°C)	35.7	-

Berdasarkan tabel diatas *thrust* yang dihasilkan *engine rating* 24200lb dapat melampaui *thrust target* sesuai limitasi. SFC margin yang didapatkan sebesar -6.6%. Hasil margin negatif disebabkan oleh nilai SFC yang lebih tinggi dari SFC Reference yaitu 0.369. Namun nilai margin tersebut tidak berpengaruh terhadap reliabilitas *engine*. Nilai EGT *Hot day engine* tidak melampaui limitasi yang ditentukan dengan nilai margin sebesar 37.5 °C. Dengan hasil perhitungan performa *take-off engine* CFM56-7B di atas, konfigurasi *engine* baik *rating* 26300 lb maupun *rating* 24200 lb dapat dikatakan menghasilkan performa yang baik karena memenuhi semua persyaratan pada *Engine Acceptance Test – Engine Shop Manual – 003 CFM56-7*. Perbandingan Performa *Take-off* pada Konfigurasi *Thrust Rating* 26300 lb dan 24200 lb

Tabel 9 *Take-off Performance Summary 26300lb dan 24200 lb*

Parameter	Thrust Rating	
	26300 LB	24200LB
<i>Thrust</i> (lb)	26920	24858
<i>Thrust Margin</i> (%)	2.36	2.72
SFC	0.3885	0.3825
SFC Margin (%)	-5.3	-6.6
EGT HD (°C)	905.9	888.3
EGT HD Margin (°C)	17.1	35.7

Dengan konstruksi serta komponen penyusun *engine* yang identik, kedua *engine* ini memiliki perbedaan signifikan pada nilai *thrust* yang dihasilkan. *Engine* dengan *thrust* yang lebih besar tentunya mampu membawa beban *payload* yang lebih berat. Dalam hal ini, keunggulan ada pada *engine* dengan *thrust* rating 26300 lb. Selain itu, nilai *specific fuel consumption* dari *engine thrust* rating 26300lb juga lebih baik.

Lain halnya bila dilihat dari nilai EGT, *engine* dengan *rating* 24200lb menghasilkan EGT yang lebih rendah dengan EGT margin yang lebih besar. Hal ini akan memberikan dampak positif bagi *engine* ini karena dengan margin EGT yang lebih tinggi dapat mengurangi beban termal pada komponen-komponen *engine* tersebut sehingga memungkinkan masa pakai *engine* yang lebih panjang. Bila dilihat dari EGT Margin, masa pakai dari *engine* 24200 lb bisa dua kali lebih panjang dari *engine* 26300lb karena memiliki nilai margin EGT yang dua kali lipat lebih tinggi.

Namun di sisi lain, *engine* dengan *thrust* rating 24200lb memiliki nilai margin SFC yang lebih rendah, yang mana dapat diartikan bahwa efisiensi penggunaan bahan bakar *engine* ini lebih rendah daripada *engine thrust* rating 26300lb. Walaupun memiliki kekurangan dalam segi SFC, *engine* ini tetap dapat digunakan karena memiliki EGT margin yang lebih besar yang memungkinkan *engine* ini dapat digunakan dalam waktu yang lebih panjang.

4. Kesimpulan

Hasil perhitungan performa *take-off engine* CFM56-7B dengan konfigurasi *thrust* rating 26300 lb dan *thrust* rating 24200 lb berdasarkan formula dari *Engine Shop Manual-003 Engine Acceptance Test* adalah Konfigurasi *thrust* rating 26300 lb menghasilkan *thrust* sebesar 26920 lb. sedangkan *thrust* rating 24200 lb menghasilkan *thrust* sebesar 24858 lb. Kedua konfigurasi *engine* juga mendapatkan hasil *thrust* margin yang positif. Artinya, kedua konfigurasi *engine* tersebut memenuhi persyaratan karena melampaui *thrust* minimal yang harus dicapai. Nilai SFC yang didapatkan untuk *thrust* rating 26300 lb adalah 0.3885 dengan SFC margin -5.3% dan 0.3825 untuk *thrust* rating 24200 lb dengan SFC margin -6.6%. walaupun keduanya bernilai negatif, *engine* tetap dalam batas normal. EGT yang dihasilkan *engine* dengan *thrust* rating 26300 lb sebesar 905.9 °C dengan EGT margin 17.1 °C. Sedangkan untuk *rating* 24200 lb sebesar 888.3 °C dengan margin 35.7 °C. Nilai margin kedua *engine* positif, maka *engine* dapat dikatakan baik.

Daftar Pustaka

- [1] Desianto Duapadang. 2017. Analisis Perhitungan *Engine Performance* CFM56-7B Dengan *Versi Thrust* rating 26300 lbs Pada *Take-Off Position*. Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto. Yogyakarta
- [2] Mattingly, J.D., 2005, “*Elements of Gas Turbine Propulsion*”. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [3] Sri Mulyani. 2006. *Analisis Performa Engine Turbofan Pesawat Boeing 737-300*, Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto. Yogyakarta
- [4] Ackert, Shannon. 2011. “*Engine Maintenance Concepts for Financiers*”. Aircraft Monitor.
- [5] Butterworth-Heinemann, 2014, Civil Jet Aircraft Design.
- [6] Boeing. 2017. Boeing 737-600/700/800/900 Aircraft maintenance Manual Boeing Company. Seattle, USA
- [7] CFM. 2017, CFM56-7B *Engine Shop Manual – 72-00-00-760-003-0-00-PGK-13-003 NA-0 “Engine Assembly – Engine Test 003 – Engine Acceptance Test”*. France