

Analisis Perbandingan Performa Saat *Takeoff* Pada *Engine Cfm56-7b* Dengan Konfigurasi *Thrust Rating* 26300 LBS Dan 27300 LBS

Defi Setiyawati^{(1)*}, Edy K. Alimin⁽²⁾, Endah Yuniarti⁽³⁾

⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾ Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Universitas Suryadarma Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia

***Corresponding Author** : defi.teeya@gmail.com

Abstract - *Engine CFM 56-7B merupakan salah satu engine produksi dari CFM International yang dipakai pada pesawat B737-600/700/800/900. Engine ini memiliki beberapa variasi thrust rating dengan performa yang berbeda-beda. Parameter performa engine diantaranya Thrust, Specific Fuel Consumption (SFC), Core Speed (N2), dan Exhaust Gas Temperature (EGT). Pengujian performa dapat dilakukan menggunakan Engine Test Cell. Tetapi engine test cell merupakan calibrated tool, yang memungkinkan terjadi deviasi nilai hasil pengujian. Maka dilakukan perhitungan performa menggunakan rumus yang ada pada Engine Shop Manual – Test 003 – Engine Acceptance Test untuk mengetahui performa engine saat fase takeoff pada thrust rating tertinggi yaitu 26300 lbs dan 27300 lbs serta membandingkan performa kedua engine tersebut. Perbandingan hasil perhitungan menyatakan bahwa engine dengan thrust rating 26300 lbs lebih unggul pada Exhaust Gas Temperature, sedangkan engine dengan thrust rating 27300 lbs mempunyai keunggulan pada Thrust, Specific Fuel Consumption dan Core Speed (N2)*

keywords: *Engine Test Cell, Thrust, Specific Fuel Consumption (SFC), Core Speed (N2), dan Exhaust Gas Temperature (EGT).*

I. PENDAHULUAN

Industri penerbangan merupakan bidang industri dengan perkembangan teknologi yang pesat. Salah satunya adalah pengembangan *engine*. Manufaktur yang memproduksi *engine* berlomba-lomba untuk membuat *engine* dengan teknologi yang mutakhir. Salah satu produsen *engine* tersebut adalah CFM *International*.

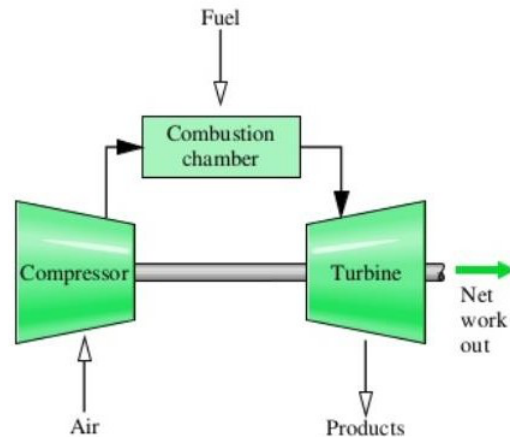
Produk dari CFM *International* banyak digunakan untuk mendukung operasi pesawat komersial. Salah satu *engine* pesawat buatan CFM yang banyak digunakan adalah CFM56-7B. *Engine* tersebut digunakan pada pesawat Boeing B737600/700/800/900 untuk memenuhi permintaan pasar, CFM melakukan banyak pengembangan untuk *engine* CFM56-7B. Oleh karena itu, CFM56-7B memiliki *beberapa thrust rating*.

Pada penelitian ini, penulis menghitung performa mesin CFM56-7B dengan *thrust rating* tertinggi yaitu 26300 lbs dan 27300 lbs menggunakan rumus yang ada pada *Engine Shop Manual – Test 003 – Engine Acceptance Test*. Kemudian membandingkan performa *engine* CFM56-7B dengan *thrust rating* 26300 lbs dan 27300 lbs dari hasil perhitungan performa tersebut.

II. TINJAUAN LITERATUR

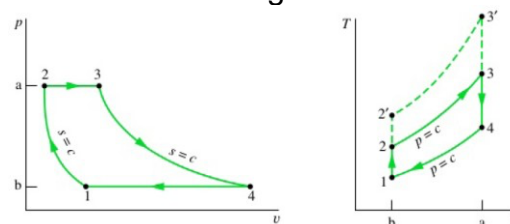
Pada mesin turbin gas untuk menghasilkan ekspansi melalui turbin, rasio tekanan sangat dibutuhkan dan langkah pertama yang harus dilakukan dalam siklus instalasi gas turbin adalah mengkompresi fluida melalui kompresor. Setelah fluida dikompresi maka fluida tersebut akan diperluas langsung ke turbin, tidak ada kerugian yang dialami kompresor dan turbin karena gaya yang dikembangkan oleh turbin sama seperti gaya yang diserap oleh kompresor. Tetapi gaya yang masuk ke turbin dapat

dikembangkan dengan meningkatkan energi sebelum ekspansi. Ketika fluida kerja adalah udara, cara yang sangat cocok untuk meningkatkan energi adalah dengan cara pembakaran bahan bakar dengan udara yang telah dikompresi. Perluasan fluida kerja panas kemudian menghasilkan output gaya yang lebih besar dari turbin, sehingga mampu memberikan hasil yang bermanfaat selain untuk menggerakkan kompresor. Tiga komponen utama adalah kompresor, ruang bakar dan turbin, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1 di bawah ini.^[1]



Gambar 1 Sistem turbin gassederhana^[2]

Siklus termodinamika turbin gas merupakan suatu mesin yang bekerja mengikuti siklus termodinamik Brayton. Siklus termodinamika pada diagram P - V dan T - S adalah sebagai berikut:



Gambar 2 Siklus turbin gas tekanan konstan^[2]

Siklus ideal dari system gas turbin sederhana terdiri dari proses:

- 1 – 2 : Proses kompresi isentropic dalam kompresor.

- 2 – 3 : Proses pemasukan kalor pada tekanan P konstan.
- 3 – 4 : Proses ekspansi isentropic dalam turbin.
- 4 – 1 : Proses pembuangan kalor tekanan konstan dalam alat pemindah kalor (pendingin).

III. METODOLOGI PENELITIAN

3.1. Lokasi Penelitian

Lokasi penelitian adalah di unit *Engine Test Cell* bagian dari Dinas *Engine Maintenance* PT.GMF AeroAsia, Tbk

3.2. Jenis dan Pendekatan Penelitian

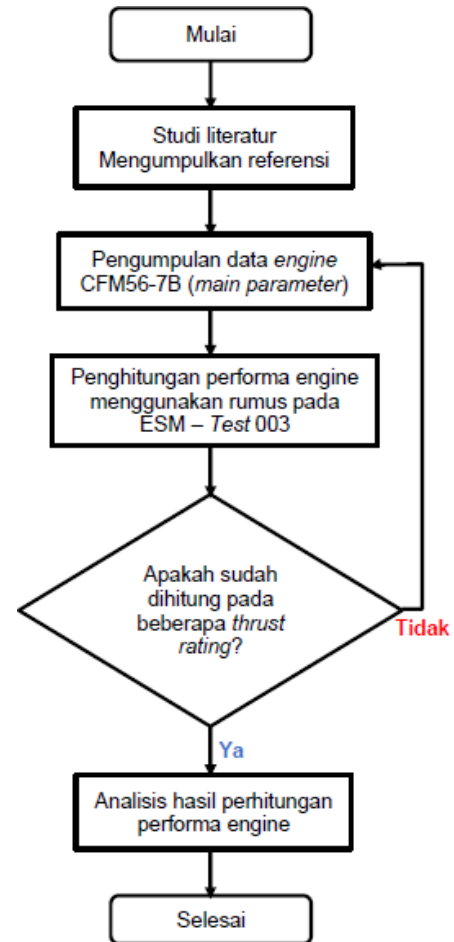
Penelitian ini adalah penelitian kuantitatif yaitu melakukan pengumpulan data berdasarkan pengukuran dan penghitungan yang dilakukan dalam penelitian ini yang hasil dari pengukuran dan penghitungan ini diselesaikan secara matematis. Pendekatan penelitian yang bersifat obyektif, mencakup perhitungan dan analisis data kuantitatif. Metode ini digunakan untuk mendapatkan data dari tempat tertentu secara alami. Peneliti menghitung dan membandingkan hasil perhitungan dengan data yang ada di *Test Cell*.

3.3. Metode dan Teknik Pengumpulan Data

Pengumpulan data merupakan langkah yang sangat penting dalam melakukan kajian ilmiah. Metode yang digunakan dalam pengumpulan data sangat mempengaruhi keakuratannya suatu data. Data-data tersebut diperoleh dari hasil perhitungan, literatur maupun wawancara yang kemudian dianalisa menjadi sebuah data deskriptif.

3.4. Alur Penelitian

Gambar 3 adalah gambar diagram alur penelitian yang dijadikan sebagai acuan pelaksanaan penelitian



Gambar 1 Alur Penelitian

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Perhitungan Performa pada Kondisi *takeoff*

4.1.1 Parameter *Engine* Berdasarkan Hasil *Test Cell*

Berikut adalah *main* parameter pada *engine* CFM56-7B dengan *Serial Number* XXX679. Data ini didapat dari hasil *test cell* pada thrust rating 26300 lbs dan 27300 lbs.

Tabel 1 Data Main Parameter

No.	Parameter	Value		Unit
		26300 lbs	27300 lbs	
1	N1 045	5228	5326	rpm
2	N2 344	14666	14642	rpm
3	HUM	99.6	114.0	grains/lb
4	Rel HUM	53.5	92.9	%
5	WF Main	10584.3	11265.9	lb/hr
6	WF Verify	10584.5	11247.1	lb/hr
7	EGT/T ₄₉₅	875.0	880.3	°C
8	T ₂	29.61	22.78	°C
9	T ₂₅	131.47	129.02	°C
10	T ₃	582.6	581.0	°C
11	BARO	14.679	14.672	psia
12	PT ₂	14.622	14.618	psia
13	PS2W	11.106	10.862	psia
14	PT ₄₉₅	64.793	67.660	psia
15	PS3	396.668	417.009	psia
16	FN	25530	26774	lbs
17	LHV	18593	18581	btu/lb

4.1.2 Faktor Koreksi

Temperature Correction Factor

Tabel 2 Temperature Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
T ₂	29.61 °C	22.78 °C
θ ₂	1.051	1.027
T ₂₅	131.47 °C	129.02 °C
θ ₂₅	1.404	1.396

Pressure Correction Factor

Tabel 3 Pressure Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
δ ₂	0.97682	0.97655
PT2/PS2W	1.31658	1.34579
BMCFWX	0.9792	0.9806

Pressure Correction Factor

Tabel 3 Pressure Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
δ ₂	0.97682	0.97655
PT2/PS2W	1.31658	1.34579
BMCFWX	0.9792	0.9806

Humidity Correction Factor

Tabel 4 Humidity Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
Humidity	99.6 grains/lb	92.9 grains/lb
KHN1	0.99566	0.99595
KHN2	0.99779	0.99794
KHEGT	1.00128	1.00120
KHFN	1.00026	1.00024
KHWF	0.99312	0.99358

Temperature Rise Correction Factor

Tabel 5 Temperature Rise Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
T ₂	85.298 °F	73.004 °F
Humidity	99.6 grains/lb	92.9 grains/lb
T RISE	25.545 °F	23.563 °F

Exponent Factor

Tabel 6 Exponent Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
N1R2XX	5067.13	5220.31
N1 MEAS	5209.6	5307.58
EXPN1	0.4526	0.4204
EXPN2	0.500	0.500
EXPN2C	0.357	0.357
EXPT3	0.8461	0.8377
EXPN2HD	0.5000	0.5000
EXPN2CHD	0.3570	0.3570
EXPEGT	0.8857	0.887
EXPWF	0.650	0.650
EXPEGTHD	0.8852	0.8870
θ _{2HD}	1.052056	1.052056

Inlet Condensation Correction Factor

Tabel 7 Inlet Condensation Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
NIK	5072	5227
NIR	5059	5202
NIKFAC	-0.0001	-0.0002
N2KFAC	0	0
TKFAC	-0.0002	-0.0002
WFFAC	-0.0001	-0.0001
AKFAC	0	0
KCONDN1	0.99744	0.99529
KCONDN2	1.00000	1.00000
KCONDT	0.99489	0.99529
KCONDW	0.99744	0.99764
KCONDA	1.00000	1.00000

Adjustment due to test cell installation effect

Tabel 8 Adjustment due to test cell installation effect

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
N1R	5059	5202
FN ADJ	1.0005	1.0001
WF ADJ	0.9982	0.9981
N2 ADJ	1.0000	1.0000
EGT ADJ	0.9982	0.9992
W2 ADJ	1.0007	1.0004

Facility Modifiers Correction Factor

Tabel 9 Facility Modifiers Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
FMFN	1.022666	1.021995
FMEGT	1.006553	1.005245
FMWF	1.0122211	1.0081484
FMN2	1.001592	1.001213
FMW2R	1.007903	1.007088

Performance Derivatives Correction Factor

Tabel 10 Performance Derivatives Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
FN Delta	-194.48	-136.08
EGT Delta	-0.5662	2.0544
N2 Delta	-17.16	6
W2 Delta	-2.64	-0.54
WFDR Delta	-109.12	-123.66

EGT Shunt Values Correction Factor

Tabel 11 EGT Shunt Values Correction Factor

Correction Factor	Thrust Rating	
	26300 lbs	27300 lbs
EGT KSHUNT1	1.0	1.0
EGT KSHUNT2	0.0	0.0

Setelah semua parameter yang diperlukan sudah lengkap, selanjutnya melakukan perhitungan performa menggunakan formula yang terdapat pada *Engine Shop Manual – Test 003 - Engine Acceptance Test CFM56-7B*.

4.2 Analisis Hasil Perhitungan Performa

Dari perhitungan performa *engine CFM56-7B* pada kedua konfigurasi. Didapatkan beberapa hasil yang selanjutnya akan dianalisis, berikut adalah tabel hasil perhitungan:

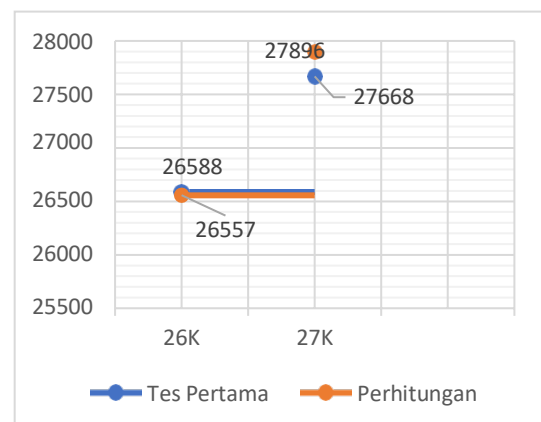
Berdasarkan Tabel 12, *thrust* dari kedua konfigurasi *engine* tersebut melampaui *thrust* yang harus dicapai. Untuk *engine* dengan *thrust rating* 26300 lb mencapai 26557 lbs mengalami penurunan performa dibandingkan dengan hasil tes pertama dan *engine* dengan *thrust rating* 27300 lb mencapai 27896 lbs mengalami peningkatan performa dibandingkan dengan hasil tes pertama. Sehingga

Tabel 12 Parameter hasil perhitungan

Parameter	Thrust Rating			
	26300 lbs		27300 lbs	
	1 st Test	Perhitungan	1 st Test	Perhitungan
FNK (lbs)		26145		27426
FNK1 (lbs)		26738		28029
FNK2(lbs)		26751		28031
FNK3 (lbs)	26588	26557	27668	27896
Thrust Margin (%)		0.977		2.183
N1K (rpm)	5081	5072	5229	5227
N1R (rpm)	5159	5059	5159	5202
N1KRM (rpm)		5069		5206
WFK (lb/hr)		10399.25		11230.22
WFK1 (lb/hr)		10526.34		11321.73
WFK2 (lb/hr)		10507.39		11300.22
WFK3 (lb/hr)		10398.27		11176.56
SFC Margin (%)		-5.77		-3.81
EGTK (°C)		821.3		849.4
EGTK1 (°C)		828.5		855.3
EGTK2 (°C)		826.5		854.4
EGTK3 (°C)		825.9		856.4
N2K atau N2R (rpm)		14377		14474
N2K1(rpm)		14400		14492
N2K2(rpm)		14400		14492
N2K3(rpm)		14398		14498
W2AR (lb/s)		772.48		790.14
W2K1 (lb/s)		778.58		795.74
W2K2 (lb/s)		779.125		796.06
W2K3 (lb/s)		776.485		795.52
OCPR		27.13		28.53
CTR		2.83		2.89
EGT Hot Day (°C)	841	876.42	869	908.4
EGTHD Margin (°C)		41.58		15.6
N2CC3 (rpm)	14625	14661.23	14715	14763.06
N2HD Margin (%)		0.857		0.892

menghasilkan nilai *thrust* margin yang positif. *Thrust* margin merupakan selisih antara *thrust* hasil perhitungan dengan *thrust rate* yang harus dicapai.

Pada Gambar 4 menunjukkan perbandingan hasil tes pertama dengan hasil perhitungan. Dari grafik tersebut dapat dihitung presentasi perubahan nilai thrust. Pada thrust rating 26300 lbs mengalami penurunan sebesar 0.117%, sedangkan pada thrust rating 27300 lbs mengalami peningkatan thrust sebesar 0.824%.



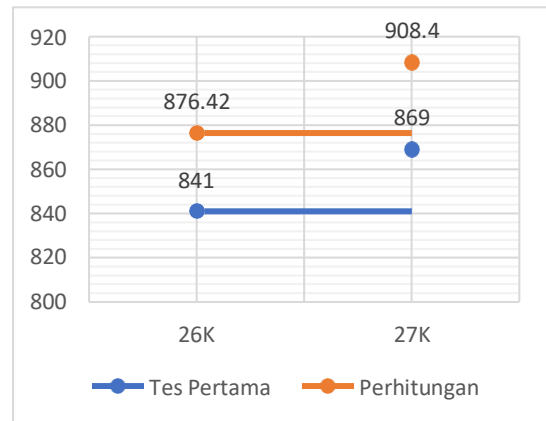
Gambar 4 Perbandingan *thrust* hasil tes pertama dengan hasil perhitungan

Pada Tabel 12 tercantum Nilai SFC (*Specific Fuel Consumption*). SFC menyatakan berapa banyak bahan bakar yang diperlukan *engine* untuk menghasilkan gaya dorong. Pada *rating* 26300 lbs nilai SFC Margin mencapai -5.77%, sedangkan ada *rating* 27300 lbs nilai SFC Margin mencapai -3.81%. Kedua *rating* mendapatkan hasil yang negatif terhadap standar 0.0%. maka, dapat diartikan bahwa efisiensi *engine* telah berkurang dalam konteks SFC, terutama pada *rating* 26300 lbs karena mendapatkan hasil negatif yang cukup besar.

Berdasarkan nilai *Exhaust Gas Temperature* (EGT) yang dihasilkan oleh kedua konfigurasi *rating* tersebut, kedua *engine* masih dalam kondisi yang layak karena nilai EGT tidak melebihi EGT *Redline* yaitu 918 °C (pada Tabel 2.2) untuk *rating* 26300 lbs dengan margin 41.58 °C dan 924 °C (pada Tabel 2.3) untuk *rating* 27300 lbs dengan margin 15.6 °C. Nilai EGT semakin meningkat dibandingkan dengan hasil tes pertama. Grafik perbandingan nilai EGT saat tes pertama dengan hasil perhitungan ditunjukkan pada Gambar 5. Pada grafik tersebut dapat dihitung nilai presentasi perubahan EGT. Pada *thrust rating* 26300 lbs mengalami peningkatan sebesar 4.2%, sedangkan pada *thrust rating* 27300 lbs mengalami peningkatan EGT sebesar 4.5%.

Core rotation (N2) merupakan salah satu parameter penentu kualitas *engine*. Dari hasil perhitungan performa *takeoff engine* CFM56-7B di atas, konfigurasi *engine* baik *rating* 26300 lbs maupun *rating* 27300 lbs dapat dikatakan menghasilkan performa yang tinggi karena nilai N2 tidak melebihi N2 *Redline*. Nilai N2 sebesar 14375.85 rpm untuk *engine* pada *thrust rating* 26300 lbs dengan nilai margin sebesar 0.857% dan

14438.49 rpm untuk *engine* pada *thrust rating* 27300 lbs dengan nilai margin sebesar 0.892%.



Gambar 5 Perbandingan EGT hasil tes pertama dengan hasil perhitungan

V. Kesimpulan

Hasil perhitungan performa *takeoff* untuk *engine* CFM56-7B dengan konfigurasi *thrust rating* 26300 lbs dan *thrust rating* 27300 lbs berdasarkan formula dari *Engine Shop Manual – Test 003 - Engine Acceptance Test* adalah sebagai berikut: Pertama, berdasarkan hasil perhitungan *thrust* kedua konfigurasi *engine* mendapatkan hasil *thrust* margin yang positif yaitu 0.977% dan 2.183%. Artinya, kedua konfigurasi *engine* tersebut memenuhi persyaratan *thrust*. Kedua, Nilai SFC margin yang didapatkan untuk *thrust rating* 26300 lbs adalah -5.77% dan -3.81% untuk *thrust rating* 27300 lbs. Nilai SFC margin memang lebih rendah dari standar 0.0% namun masih dalam batasan. Ketiga, Nilai EGT margin kedua *engine* positif, maka *engine* dapat dikatakan baik. Pada *thrust rating* 26300 lbs mengalami kenaikan EGT sebesar 4.2% sedangkan pada 27300 lbs mengalami kenaikan EGT sebesar 4.5%. Keempat, Nilai *core speed engine* dengan *thrust rating* 26300 lbs yaitu 14661.23 rpm dengan margin

0.857% dan 14763.06 rpm dengan margin 0.892% pada engine dengan thrust rating 27300 lbs. Kedua engine masih dalam performa yang baik, karena nilai N2 tidak melebihi target (N2 Redline). Sehingga, perbandingan performa saat takeoff pada engine CFM56-7B thrust rating 26300 lbs dan 27300 lbs dari hasil perhitungan dan pembahasan menyatakan bahwa rating 26300 lbs lebih unggul dalam segi Exhaust Gas Temperature (EGT), sedangkan untuk rating 27300 lbs unggul dalam Thrust, Specific Fuel Consumption (SFC) dan Core Speed (N2 Speed).

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Saravanamuttoo, H.H., Cohen, H. and Rogers, G.F.C., 2001, *Gas Turbine Theory 5th ed.* London: Pearson Education, Ltd.
- [2] Moran, M.J. and Shapiro, H.N., 2006, *Fundamentals of Engineering Thermodynamics 5th ed.* Inggris: John Wiley & Sons, Inc.
- [3] Storm, R., Skor, M., Koch, L.D., Benson, T., and Galica, C., 2007, *A NASA Guide to Engine.* Laura Becker. Washington, D.C.:NASA gov. 1996,
- [4] CFM56, <https://www.cfmaeroengine.com/engines/cfm56/>, diakses pada 23 September 2019.
- [5] MTU Maintenance Hannover, 2000, *CFM56-7B General Familiarization.* CFM56-7B, <https://www.safran-aircraft-engines.com/commercial-engines/single-aisle-commercial-jets/cfm56/cfm56-7b>, diakses pada 23 September 2019.
- [6] CFM International, 2017, *CFM56-7B Engine Shop 003 – Engine Acceptance Test.*
- [7] Ackert, S., 2011, *Engine Maintenance Concepts for Financiers. Aircraft Monitor 2nd ed.*
- [8] CFM International, 2015, *CFM56-7B S/B 72-0003 12nd Revision.*