



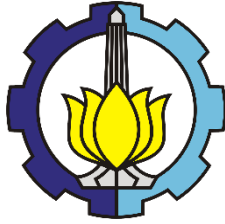
TUGAS AKHIR - VM 180629

**ANALISA KINERJA MILITARY TURBOFAN ENGINE
F100-PW-220 PADA PESAWAT TEMPUR F-16 A/B**

**BAKDAM KHOIRUL HAMZA
NRP 1021160000092**

**Dosen Pembimbing
Ir. Arino Anzip, M.Eng.Sc
NIP 19610714 198803 1 003**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA III
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2019**



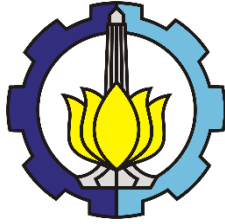
TUGAS AKHIR - VM 180629

**ANALISA KINERJA MILITARY TURBOFAN ENGINE
F100-PW-220 PADA PESAWAT TEMPUR F-16 A/B**

**BAKDAM KHOIRUL HAMZA
NRP 10211600000092**

**Dosen Pembimbing
Ir. Arino Anzip, M.Eng.Sc
NIP 19610714 198803 1 003**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA III
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya 2019**



FINAL PROJECT - VM 180629

**PERFORMANCE ANALYSIS OF MILITARY TURBOFAN
ENGINE F100-PW-220 ON FIGHTING FALCON F-16
A/B**

**BAKDAM KHOIRUL HAMZA
NRP 1021160000092**

**COUNSELLOR LECTURER
Ir. Arino Anzip, M.Eng.Sc
NIP 19610714 198803 1 003**

**DIPLOME III PROGRAM
INDUSTRIAL MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT
Vocational Faculty
Sepuluh Nopember Institute Of Technology
Surabaya 2019**

PERNYATAAN TIDAK MELAKUKAN PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Bakdam khoiril Hamza
NRP : 10211600000092
Program Studi : Diploma III Teknik Mesin
Departemen : Teknik Mesin Industri
Fakultas : Vokasi

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa Tugas Akhir (TA) yang saya tulis ini benar-benar tulisan saya, dan bukan merupakan hasil plagiasi. Apabila di kemudian hari terbukti atau dapat dibuktikan TA ini hasil plagiasi, maka saya bersedia menerima sanksi atas perbuatan tersebut sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi, ITS.

Surabaya, 5 Juli 2019
Yang membuat pernyataan,



(BAKDAM KHOIRUL H.)

NRP. 10211600000092

(Halaman ini sengaja dikosongkan)

LEMBAR PENGESAHAN

ANALISA KINERJA MILITARY TURBOFAN ENGINE F100-PW-220 PADA PESAWAT TEMPUR F-16 A/B

TUGAS AKHIR

Diajukan Guna Memenuhi Salah Satu Syarat Untuk
Memperoleh Gelar Ahli Madya Teknik Mesin Industri
Pada Bidang Studi Konversi Energi
Program Studi Diploma III
Departemen Teknik Mesin Industri
Fakultas Vokasi
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya

Oleh :

Bakdam Khoirul Hamza
NRP. 1021160000092



Surabaya, Juli 2019

vii



(Halaman ini sengaja dikosongkan)

ANALISA KINERJA MILITARY TURBOFAN ENGINE F100-PW-220 PADA PESAWAT TEMPUR F-16 A/B

Nama Mahasiswa : Bakdam Khoirul Hmaza
NRP : 102116000092
Departemen : Teknik Mesin Industri FV-ITS
Doseng Pembimbing : Ir. Arion Anzip, M.eng.Sc

ABSTRAK

Military Turbofan engine merupakan sistem pemembangkit daya yang beroperasi berdasarkan Siklus Brayton. Hasil dari Siklus Brayton ini berupa gaya dorong yang digunakan untuk pesawat terbang. Dalam menghasilkan daya dorong menggunakan hitungan termodinamika dan mekanika fluida yang menggunakan compressible flow, local isentropic stangtion propertis untuk mengetahui tiap state.

Degan mengetahui tiap state kita bisa mengethai performa dari mesin, yang berupa thrust dan spesifik feul consumption (SFC). Pada Tugas Akhir ini dilakukan perhitungan performa sebelum dan sesudah perawatan.

Berdasarkan hasil perhitungan diperoleh kenaikan thrust 5854,9248 N dan penurunan SFC sebesar 0,0254 dari kondisi idle sebelum perawatan ke sesudah perawatan. Sedangkan pada kondisi mill menghasilkan thrust sebesar 65117,5052 N dan SFC sebesar 0,0013. Dengan kondisi ABMAX menghasilkan thrust sebesar 146681,6418 N dan SFC 0,0006.

Kata kunci : Military Turbofan engine, Thrust, SFC

(halaman ini sengaja dikosongkan)

PERFORMANCE ANALYSIS OF MILITARY TURBOFAN ENGINE F100-PW-220 ON FIGHTING FALCON F-16 A/B

Student Name : Bakdam Khoirul Hmaza
NRP : 102116000092
Departement : Teknik Mesin Industri FV-ITS
Counselor Lecturer : Ir. Arion Anzip, M.eng.Sc

ABSTRACT

Military Turbofan engine is a power generating system that operates based on the Brayton Cycle. The result of this Brayton cycle is the thrust used for aircraft. In producing thrust using thermodynamics and fluid mechanics that use compressible flow, local isentropic stagnation properties to determine each state.

By knowing each state we can know the performance of engine, which is in the form of thrust and specific fuel consumption (SFC). In this Final Project, the performance of before and after treatment is calculated.

Based on the calculation results obtained an increase in thrust 5854,9248 N and a decrease in SFC of 0.0254 from idle conditions before treatment to the next treatment. Whereas in mill conditions it produces thrust of 65117.5052 N and SFC of 0.0013. With conditions ABMAX produces thrust of 146681,6418 N and SFC 0,0006.

Keyword : *Military Turbofan engine, Thrust, SFC*

(halaman ini sengaja dikosongkan)

KATA PENGANTAR

Puji syukur saya panjatkan kehadiran Allah SWT atas berkat rahmat dan karunia-Nya sehingga penulis buku ini dapat menyelesaikan seluruh pengerjaan tugas akhir dengan judul: “Analisa Kinerja Military Turbofan Engine F100-PW-220 Pada Pesawat Tempur F-16 A/B”

Penyelesaian Tugas Akhir ini merupakan syarat kelulusan akademis dalam menempuh pendidikan di Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya. Terlaksana dan tersusunnya Tugas Akhir ini tidak terlepas dari dukungan, bantuan dan kerjasama yang baik dari semua pihak yang secara langsung maupun tidak langsung terlibat di dalam Tugas Akhir ini.

Oleh karena itu, pada kesempatan ini saya menyampaikan terima kasih kepada :

1. Kedua orang tua saya (bapak dan ibu) yang telah memberikan cinta kasih sayang, doa yang besar buat saya, motivasi, dukungan moril dan materil kepada saya, juga kepada Kakak dan Adik dan memberikan dukungan kepada saya.
2. Bapak Ir. Arino Anzip, M.eng.Sc. selaku dosen pembimbing Tugas akhir.
3. Bapak Dr. Ir. Heru Mirmanto, H.T. selaku Kepala Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
4. Bapak Ir. Suhariyanto, M.T. selaku koordinator Tugas Akhir Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
5. Bapak Ir. Budi Luwar Sanoto, M.T. selaku dosen wali yang telah membimbing dan memberikan motivasi selama menempuh perkuliahan di Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.

6. Bapak Dr. Ir. Bambang Sampurno, M.T. selaku dosen pembimbing Kerja Praktek.
7. Bapak Ir. Witantyo, M.eng.Sc. selaku dosen pembimbing ITS Team Sapuangan.
8. Tim dosen penguji yang telah bersedia meluangkan waktu, tenaga dan pikiran dalam rangka perbaikan Tugas Akhir ini.
9. Bapak/Ibu dosen dan karyawan Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS yang telah membimbing selama perkuliahan.
10. Kapten Tek Weny selaku koordinator Tugas Akhir di Skatek 042 Lanud Iswahjudi, Magetan.
11. Letda Tek Henry Kriswanto selaku pembimbing di Engine Shop, Skatek 042 Lanud Iswahjudi, Magetan.
12. Pelda Bintoro selaku pembimbing lapangan di Engine Shop, Skatek 042 Lanud Iswahjudi, Magetan.
13. Febri, Arif, Kintan, Habib, Nanda, dan Fahmi sebagai partner tugas akhir yang bersedia berbagi ilmu.
14. Teman-teman ITS Team Sapuangan 2018/2019 sebagai partner team yang bersedia berbagi ilmu.
15. Ratu-ratu ku D3MITS 2016 yang selalu membantu saya.
16. Angkatan D3MITS 2016 yanga selalu membantu saya dalam perkuliahan.
17. Ernando selaku teman selalu mengingatkan saya untuk berkembang.
18. Olivia christy yang bersedia menjadi editing laporan.
19. Terima kasih Mantan-mantan yang sudah mendukung dalam pengerjaan Tugas Akhir ini.

Akhirnya semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat untuk sekarang dan masa depan yang akan datang. Saya menyadari bahwa dalam penulisan laporan ini masih banyak terdapat kekurangan, sehingga saran dan kritik yang

membangun mampu menyempurnakan penulisan laporan dimasa yang akan datang.

Surabaya, Juli 2019

Penulis

(halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN.....	vii
ABSTRAK.....	ix
ABSTRACT.....	xi
KATA PENGANTAR	xii
DAFTAR ISI.....	xvii
DAFTAR GAMBAR	xxi
DAFTAR TABEL.....	xxv
DAFTAR SIMBOL	xxi

BAB I PENDAHULUAN

1.1	Latar belakang	1
1.2	Rumusan Masalah.....	2
1.3	Batasan Maslah	2
1.4	Maskud dan Tujuan	3
1.5	Manfaat Pnelitian.....	3
1.6	Sistematika Penlitian	4

BAB II DASAR TEORI

2.1	Turbofan Engine	7
2.1.1	Turbofan Civil	8
2.1.2	Military Turbofan	11
2.1.3	Komponen Military Turbofan Engine	11
2.1.4	konfigurasi Turbofan	20
2.1.5	Mixing Hot and Cold Streams	16
2.1.6	Thrust Augmentation	26
2.2	Local Isentropic Stagnation Properties	29
2.2.1	Local Isentropic Stagnation Properties Untuk Aliran Gas Ideal	30

2.3	Military Turbofan.....	36
2.4	Convergent-Dirvergent Nozzle	41
2.5	Maintenance Organization	42
2.5.1	Run-to-Failure Management	43
2.5.2	Preventive Maintenance	43
2.5.3	predictive Maintenace	44
2.5.4	Type of Predictive Maintenance	44
2.5.5	Primary of Predictive Maintenance.....	46
2.5.6	Predictive Maintence Teknik	46
BAB III METODOLOGI PENELITIAN		
3.1	Spesifikasi Engine F100-PW-220 (F-16).....	49
3.1.1	Inlet Fan Module	50
3.1.2	Core Engien Module	51
3.1.3	Gearbox Module	52
3.1.4	Fan Drive Turbine.....	52
3.1.5	Augmentor Module.....	53
3.2	Skema dari Engine F100-PW-220	54
3.3	Metodologi Pengrjaan Tugas Akhir	55
3.4	Penjelasan Diagram Alir Pengerjaan Tugas AKhir	56
3.4.1	Studi Literatur	57
3.4.2	Observasi Lapangan.....	57
3.4.3	Perumusan Masalah.	57
3.4.4	Pengambilan Data	58
3.4.5	Perhitungan Performa Turbin Gas	58

2.4.6	Analisa Performa Sebelum dan Setelah Perawatan	58
3.4.7	Penyusunan Buku Laporan	59
3.5	Engine Test Cell	59
3.6	Prosedur Running Engine F100-PW-220	61
3.6.1	Kondisi Idle	62
3.6.2	Kondisi MILL (Kondisi Intermediate)	63
3.6.3	Kondisi AB MAX (Full Throttle)	64
BAB IV PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN		
4.1	Gambar Engine F100-PW-220 Pesawat F-16 A/B	.67
4.2	Gambar Skema Engine F100-PW-220 Pesawat F-16A/B.....	68
4.3	T-s Diagram	68
4.4	Data yang digunakan	69
4.5	Perhitungan Kondisi Idle Before MRO	72
4.6	Perhitungan Kondisi Idle After MRO	108
4.7	Perhitungan Kondisi Mill After MRO	145
4.8	Perhitungan Kondisi AB MAX After MRO	181
4.9	Performa Dari Sebelum dan Sesudah MRO	220
BAB IV PENUTUP		
5.1	Kesimpulan	223
5.2	Saran	223
DAFTAR PUSTAKA		225
LAMPIRAN		

(halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 T-s Diagram Bryaton Cycle.....	7
Gambar 2.2 Turbofan Engine	8
Gambar 2.3 T-s Diagram Military Turbofan with Afterburning	11
Gambar 2.4 Subsonic Inlet	12
Gambar 2.5 Subsonic Inlet Flow Patterns	13
Gambar 2.6 Supersonic Inlet	13
Gambar 2.7 Fan	14
Gambar 2.8 Multistage Axial Compressor.....	15
Gambar 2.9 Straight-through Flow Combustor	15
Gambar 2.10 Combustion Chamber Tipe Can.....	16
Gambar 2.11 Combustion Chamber Tipe Annular.....	16
Gambar 2.12 Combustion Chamber Tipe Can Annular	16
Gambar 2.13 Axial Flow Turbine Components.....	17
Gambar 2.14 Impluse Turbine.....	17
Gambar 2.15 Reaction Turbine.....	18
Gambar 2.16 convergent nozzle	19
Gambar 2.17 Convergent-divergent Nozzle	20
Gambar 2.18 Two Spool	20
Gambar 2.19 Twin Spool	21
Gambar 2.20 Three Spool.....	21
Gambar 2.21 Two Spool Geared Fan	22
Gambar 2.22 Mixing Hot and Cold Streams	23

Gambar 2.23	T-s Diagram Turbojet Dengan Afterburner ...	27
Gambar 2.24	Momentum Versus Rasio Temperature Afterburner	28
Gambar 2.25	local Isentropic Stagnasi Properties	30
Gambar 2.26	Compressible Flow In An Infinitesimal Strea n Tube.....	31
Gambar 2.27	T-s Diagram Turbofan Dengan Afterburner ..	36
Gambar 2.28	Nozzle Keadaan Under-expanded.....	42
Gambar 2.29	Nozzle Keadaan over-expanded	42
Gambar 2.30	Type Predictive Maintenance.....	44
Gambar 3.1	Engine F100-PW-220 (F-16)	49
Gambar 3.2	Inlet Fan Module	50
Gambar 3.3	Core Engine Module	51
Gambar 3.4	Gearbox Module	52
Gambar 3.5	Fan Drive Turbine	53
Gambar 3.6	Augmentor Module	53
Gambar 3.7	Skema dari Engine F100-PW-220	54
Gambar 3.8	Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir	56
Gambar 3.9	Engine Test Cell	59
Gambar 3.10	Display AM-20 C	60
Gambar 3.11	Contoh data sheet engine	60
Gambar 3.12	Engine Test Requirement.....	61
Gambar 3.13	Engine Kondisi Idle.....	62
Gambar 3.14	Data sheet engine kondisi idle	62
Gambar 3.15	Engine kondisi MILL	63

Gambar 3.16	Data sheet engine kondisi MILL	64
Gambar 3.17	Engine kondisi AB MAX	64
Gambar 3.18	Data sheet engine kondisi AB MAX	65
Gambar 4.1	Engine F100-PW-220	67
Gambar 4.2	Skema Mixed Flow Turbofan Engine With Afterburning	68
Gambar 4.3	T-s diagram Mixed Flow Turbofan Engine With Afterburning	68
Gambar 4.4	Grafik Thrust Sebelum dan Sesudah MRO	220
Gambar 4.5	Grafik SFC Sebelum dan Sesudah MRO	221

(halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 Data Operasi Sebelum <i>Maintenance</i>	69
Tabel 4.2 Data Operasi Setelah <i>Maintenance</i>	70
Tabel 4.3 Data Operasi Sebelum Dan sesudah <i>maintenance</i> (satuan SI)	71
Tabel 4.4 Data Kondisi Idle Before MRO.....	72
Tabel 4.5 Data Pressure Tiap State Kondisi Idle Before MRO	73
Tabel 4.6 Data Temperature Tiap State Kondisi Idle Before MRO	74
Tabel 4.7 Data Nilai Konstata Yang Diketahui Kondisi Idle Before MRO.....	74
Tabel 4.8 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi Idle Before MRO	77
Tabel 4.9 Data m_i Kondisi Idle Before MRO	78
Tabel 4.10 Data A_6 dan A_{16} Kondisi Idle Before MRO	91
Tabel 4.11 Data Properties State 6 Kondisi Idle Before MRO.....	94
Tabel 4.12 Data Properties State 16 Kondisi Idle Before MRO.....	96
Tabel 4.13 Data Momentum Balance Kondisi Idle Before MRO.....	99
Tabel 4.14 Data Properties 6A Kondisi Idle Before MRO	100
Tabel 4.15 Data Properties 7 Kondisi Idle Before MRO	100
Tabel 4.16 Data A_8 Kondisi Idle Before MRO	101
Tabel 4.17 Data A_9 Kondisi Idle Before MRO	102

Tabel 4.18	B Data M State 9 Kondisi Idle Before MRO....	103
Tabel 4.19	Data Properties State 9 Kondisi Idle Before MRO.....	104
Tabel 4.20	Data Pressure Rasio Kondisi Idle Before MRO	104
Tabel 4.21	Data Thrust Kondisi Idle Before MRO.....	107
Tabel 4.22	Data SFC Kondisi Idle Before MRO.....	108
Tabel 4.23	Data Kondisi Idle After MRO	108
Tabel 4.24	Data Pressure Tiap State Kondisi Idle After MRO	109
Tabel 4.25	Data Temperature Tiap State Kondisi Idle After MRO	110
Tabel 4.26	Data Nilai Konstata Yang Diketahui Kondisi Idle After MRO	111
Tabel 4.27	Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi Idle After MRO	113
Tabel 4.28	Data m_i Kondisi Idle After MRO	115
Tabel 4.29	Data A_6 dan A_{16} Kondisi Idle After MRO	127
Tabel 4.30	Data Properties State 6 Kondisi Idle After MRO	130
Tabel 4.31	Data Properties State 16 Kondisi Idle After MRO	133
Tabel 4.32	Data Momentum Balance Kondisi Idle After MRO	135
Tabel 4.33	Data Properties 6A Kondisi Idle After MRO ...	136
Tabel 4.34	Data Properties 7 Kondisi Idle After MRO	136
Tabel 4.35	Data A_8 Kondisi Idle After MRO	137
Tabel 4.36	Data A_9 Kondisi Idle After MRO	138
Tabel 4.37	Data M State 9 Kondisi Idle After MRO	139

Tabel 4.38	Data Properties State 9 Kondisi Idle After MRO	140
Tabel 4.39	Data Pressure Rasio Kondisi Idle After MRO ..	141
Tabel 4.40	Data Thrust Kondisi Idle After MRO	143
Tabel 4.41	Data SFC Kondisi Idle After MRO	144
Tabel 4.42	Data kondisi Mill After MRO	145
Tabel 4.43	Data Pressure Tiap State kondisi Mill After MRO	146
Tabel 4.44	Data Temperature Tiap State kondisi Mill After MRO	146
Tabel 4.45	Data Nilai Konstata Yang Diketahui kondisi Mill After MRO	147
Tabel 4.46	Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI kondisi Mill After MRO.....	149
Tabel 4.47	Data \dot{m}_i kondisi Mill After MRO	151
Tabel 4.48	Data A ₆ dan A ₁₆ kondisi Mill After MRO	164
Tabel 4.49	Data Properties State 6 kondisi Mill After MRO.....	166
Tabel 4.50	Data Properties State 16 kondisi Mill After MRO	169
Tabel 4.51	Data Momentum Balance kondisi Mill After MRO.....	172
Tabel 4.52	Data Properties 6A kondisi Mill After MRO ...	172
Tabel 4.53	Data Properties 7 kondisi Mill After MRO	173
Tabel 4.54	Data A ₈ kondisi Mill After MRO	174
Tabel 4.55	Data A ₉ kondisi Mill After MRO	175
Tabel 4.56	Data M State 9 kondisi Mill After MRO.....	176

Tabel 4.57 Data Properties State 9 kondisi Mill After MRO	176
Tabel 4.58 Data Pressure Rasio kondisi Mill After MRO .	177
Tabel 4.59 Data Thrust kondisi Mill After MRO	180
Tabel 4.60 Data SFC kondisi Mill After MRO.....	181
Tabel 4.61 Data Kondisi AB AMX After MRO.....	181
Tabel 4.62 Data Pressure Tiap State Kondisi AB AMX After MRO	182
Tabel 4.63 Data Temperature Tiap State Kondisi AB AMX After MRO.....	183
Tabel 4.64 Data Nilai Konstata Yang Diketahui Kondisi AB AMX After MRO	184
Tabel 4.65 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi AB AMX After MRO	186
Tabel 4.66 Data m_i Kondisi AB AMX After MRO	188
Tabel 4.67 Data A ₆ dan A ₁₆ Kondisi AB AMX After MRO.....	201
Tabel 4.68 Data Properties State 6 Kondisi AB AMX After MRO	203
Tabel 4.69 Data Properties State 16 Kondisi AB AMX After MRO	206
Tabel 4.70 Data Momentum Balance Kondisi AB AMX After MRO.....	208
Tabel 4.71 Data Properties 6A Kondisi AB MAX After MRO	209
Tabel 4.72 Data Properties 7 Kondisi AB MAX After MRO	210
Tabel 4.73 Data A ₈ Kondisi AB MAX After MRO	212

Tabel 4.74 Data A_9 Kondisi AB MAX After MRO	213
Tabel 4.75 Data M State 9 Kondisi AB MAX After MRO.....	214
Tabel 4.76 Data Properties State 9 Kondisi AB MAX After MRO	215
Tabel 4.77 Data Pressure Rasio Kondisi AB MAX After MRO	216
Tabel 4.78 Data Thrust Kondisi AB MAX After MRO	218
Tabel 4.79 Data SFC Kondisi AB MAX After MRO 8	219

(halaman ini sengaja dikosongkan)

DAFTAR SIMBOL

P	= Pressure statis ,bar psi
P_t	= Pressure stasgnasi, bar psi
T	= Temperature statis, C K
T_t	= <i>Temperature stagnasi</i> , C K
η_f	= Efisiensi fan
η_c	= Efisienasi compressor
η_t	= Efisiensi turbine
η_m	= Efisiensi mechanical
η_j	= Efisiensi jet
η_n	= Efisiensi nozzle
η_b	= Efisiensi burner
η_{\square}	= Polytropic efisiensi
ΔP_b	= Pressure drop burner, %
cp	= Specific heat at constant pressure, KJ/kg K
k	= rasio of spesific heats
R	= gas constant, KJ/kg K
ρ	= dencity, kg/m ³
a	= sonic velocity, m/s
C	= velocity, m/s
M	= Mach number
A	= Area/luasan, m ²
A^*	= Area/luasan dengan M=1, m ²
\dot{m}	= massflow rate, kg/s
n	= eksponen
W	= work, KJ/kg
f	= feul/air rasio
D	= diameter, inchi m
j	= jet

π	= pressure ratio
r	= ram
d	= diffuser
f	= fan
c H	= Compressor high
t L	= Turbine low
t H	= Turbine high
m	= mixture
n	= nozzle
AB	= afterburning
F	= thrust, N
SFC	= specific fuel consumption
MRO	= maintenance repair overhaul
<i>N2</i>	= putaran high pressure, rpm
<i>N1</i>	= putaran low pressure, rpm

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Dalam menjaga pertahanan suatu negara harus memiliki Alutsista yang baik dan siap setiap saat yang dibutuhkan oleh TNI (Tentara Nasional Indonesia) sebagai penjaga terdepan keamanan Negara Indonesia. Salah satu Alutsista adalah pesawat udara, yang memiliki peran dalam pengamanan dan keamanan udara diseluruh wilayah udara Negara Indonesia. Alutsista yang dimiliki oleh kesatuan TNI AU (Tentara Nasional Indonesia Angkatan Udara) yaitu pesawat tempur F-16 AB yang bermarkas di Wing 3 Lanud Iswahjudi, Magetan dan Skuadron Udara 16 Lanud Roesmin Nurjadin, Pekanbaru. Dalam memenuhi kebutuhan kesediaan pesawat tempur maka akan memerlukan ketersediaan *engine* yang laik terbang. Di Skuadron Teknik 042 Lanud Iswahjudi, Magetan sebagai skuadron yang memiliki *capability* perawatan F-16 AB. Skuadron Teknik 042 memiliki bagian perawatan *engine* pesawat tempur F-16 AB yang ber-*engine* F100-PW-220 dan F100-PW-220E. Tugas utama dari divisi *engine* di Skuadron Teknik 042 Lanud Iswahjudi adalah menyediakan *engine* laik terbang untuk dua skuadron tersebut.

Engine F100-PW-220 berjenis *turbofan mixed flow with after burning* yang memiliki *thrust* maksimum 23.770 lbs (105,7 Kn) dan Mill 14.590 lbs (64,9Kn). Dalam menjaga agar *engine* memiliki performa yang maksimum, *engine* harus melakukan perawatan *schedule* maupun *unschedule*. Perawatan *schedule* sendiri memiliki hitungan usia pakai dari *engine* dan usia pakai dari *part engine* seperti *fan*, *core*, *fan turbin drive*, *augmentor*, dan *gearbox*. Sedangkan perawatan *unschedule* seperti terjadinya indikasi temperatur yang melebihi dari

batasnya ditiap state. Dan di Skuadron Teknik 042, memiliki *capability maintenance up to intermediate* yang melakukan perawatan *engine*, penggantian part, namun tidak sampai *overhaul engine*.

Oleh karena itu, melalui tugas akhir ini akan dilakukan analisis perbandingan unjuk kerja *engine* turbin gas yang ada di Skuadron Teknik 042 Lanud Iswahjudi. Dari latar belakang tersebut maka penulis selanjutnya akan melakukan analisis untuk mengetahui performa *engine* turbin gas dengan menghitung tekanan dan temperatur setiap state. Sehingga akan diperoleh performa *engine* dan berapa efisiensi yang dihasilkan sebelum dan setelah dilakukannya *maintenance*.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah disampaikan diatas maka dapat dirumuskan permasalahan sebagai berikut:

1. Bagaimana prinsip kerja turbin gas pada *aircraft*?
2. Bagaimana prinsip *maintenance* turbin gas pada *aircraft*?
3. Bagaimana prinsip kinerja turbin gas pada *aircraft*?
4. Bagaimana pengaruh *maintenance* turbin gas terhadap kinerja turbin gas pada *aircraft*?

1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain sebagai berikut :

1. Data yang didapat dari hasil pengambilan data pada data sheet running dan *running engine* di *test cell* di Skuadron 042, Lanud Iswahjudi pada tanggal 1 April

2016 sebelum *maintenance* sedangkan tanggal 2 April 2016 setelah *maintenance*.

2. Perhitungan yang dilakukan menggunakan data dari turbin gas pada *aircraft* pada saat kondisi IDLE, MILL, dan AB MAX.
3. Perhitungan yang dilakukan menggunakan siklus bryton untuk *turbonfan mixed flow with after burning*.
4. Tidak membahas material yang digunakan untuk membuat turbin gas *aircraft*.
5. Tidak membahas tentang perpindahan panas yang terjadi dalam tahap-tahap yang ada di turbin gas *aircraft*.

1.4 Maksud dan Tujuan

Dengan mengacu pada latar belakang dan permasalahan diatas maka tujuan dari penulisan tugas akhir ini yaitu:

1. Mengetahui prinsip kerja turbin gas pada *aircraft*.
2. Mengetahui *maintenance* turbin gas pada *aircraft*.
3. Mengetahui kinerja turbin gas pada *aircraft*.
4. Mengetahui pengaruh *maintenance* turbin gas terhadap kinerja turbin gas pada *aircraft*.

1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat yang dapat diperoleh dari penulisan Tugas Akhir ini adalah:

1. Menambah pengetahuan dan wawasan mengenai *thrust power* dalam bidang turbin gas pada *aircraft*.
2. Sebagai bahan masukan bagi para pembaca khususnya mahasiswa Departemen Teknik Mesin Industri yang membahas masalah dan topik yang sama.

3. Dengan adanya penelitian ini diharapkan dapat digunakan sebagai referensi perhitungan dalam menentukan laik terbang dari segi perawatan *aircraft engine* oleh Skuadron Teknik 042.

1.6 Sistematika Penulisan

Adapun sistematika penulisan tugas akhir ini terdiri dari 5 bab yaitu sebagai berikut :

BAB I PENDAHULUAN

Pada bab ini berisikan tentang latar belakang penulisan, rumusan masalah, batasan masalah, maksud dan tujuan, manfaat penelitian, dan sistematika penulisan.

BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang teori-teori dari berbagai referensi yang kemudian digunakan sebagai dasar untuk melakukan perhitungan dan analisa perhitungan yang digunakan.

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

Bab ini terdiri dari tahapan yang digunakan dalam melaksanakan penelitian dan penyusunan tugas akhir ini.

BAB IV PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN

Bab ini terdiri dari tahapan perhitungan performa turbin gas pada *aircraft* di Skuadron Teknik 042 sebelum dan sesudah *maintenance* serta analisa faktor – faktor yang mempengaruhinya.

BAB V PENUTUP

Bab ini berisi kesimpulan dari hasil perhitungan, perbandingan dan pembahasan yang telah dilakukan dan saran untuk *maintenance* turbin gas *aircraft* serta untuk penelitian selanjutnya.

LAMPIRAN

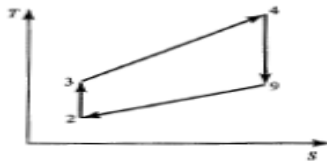
(halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB II DASAR TEORI

Dalam perkembangan senjata sebagai alutsista pertahanan negara, terciptanya pesawat terbang tempur untuk memelihara daerah udara negara. Dalam hal ini TNI mempunyai Angkatan Udara (AU) ditugaskan untuk menjaga wilayah udara. Untuk menjaga kedaulatan udara dibutuhkan pesawat tempur yang mampu terbang cepat.

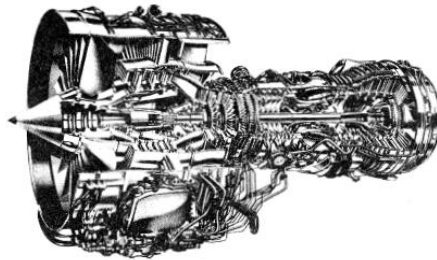
2.1 TurbonFan Engine

Sebagai power plant untuk membangkitkan thrust besar, maka terciptanya turbonfan engine. Yang dikembangkan dari efisiensi propulsi jet engine. Dengan mengurangi kecepatan jet yang dioperasikan ke aliran subsonic. Berkurangnya kecepatan jet dari turbonfan dapat mengurangi tingkat kebisingan kepada daerah sekitar. Faktor penting dari turbonfan ialah hasil putaranjet yang memiliki nilai ekonomis tinggi. Turbonfan engine ini menggunakan siklus brayton. Dimana state 1 ke 2 merupakan kerja kompresi di *compressor*, state 2 ke 3 merupakan energi panas yang ditambahkan dengan tekanan konstan, state 3 ke 4 merupakan *isentropic expansion* yang merubah energi tekanan menjadi energi kinetik dan juga menghasilkan *thrust* dari *exhaust*.



Gambar 2.1 T-s Diagram Bryaton Cycle (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

Turbofan sendiri memiliki bagian utama bypass di *compressor*, *combustion chamber*, *turbine*, dan *nozzle*. Turbofan bekerja di dua daerah yang berbeda yaitu daerah *Hot* dan daerah *Cold*, dimana daerah *Cold* berasal dari compressi pada fan yang menghasilkan thrust yang besar, sedangkan daerah *Hot* dimana daerah core (gas generator) terjadinya heat transfer dari reaksi pembakaran di *combustion chamber*.



Gambar 2.2 Turbofan Engine (*Gas Turbine Theory*)

2.1.1 TurbonFan Civil

Turbofan banyak dikenalin dengan adanya bypass rasio (B). Yang dimaksud dengan bypass rasio dimana perbandingan aliran udara yang masuk antara *cold stream* dan *hot stream*. Dimana B (*Gas Turbine Theory*) didapat dari

$$B = m \frac{m_c}{m_h}$$

Sehingga

$$m_c = \frac{mB}{B + 1}, m_h = \frac{m}{B + 1} \text{ dan } m = m_c + m_h$$

Keterangan :

m = massflow rate, kg/s

m_c = massflow rate cold, kg/s

m_h = massflow rate hot, kg/s

B = bypass rasio

Untuk turbofan engine, di mana kedua aliran di ekspansi ke atmosfer menghasilkan *Thrust* di *nozzle* (*Gas Turbine Theory*), sebagai berikut:

$$F = (m_c C_{jc} + m_h C_{jh}) - m C_a$$

Keterangan;

F = Thrust, N

C_{jc} = Velocity jet cold, m/s

C_{jh} = Velocity jet hot, m/s

C_a = Velocity jet ambient, m/s

Dalam design turbofan memiliki perhitungan yang sama dengan turbojet. Hanya memiliki perbedaan sebagai berikut:

- *overall pressure rasio* dan *turbine inlet temperature (TIT)* ditentukan terlebih dahulu, tetapi perlu juga menentukan *bypass rasio (B)* dan *fan pressure rasio (FPR)*.
- Dari kondisi inlet dan *FPR*, tekanan dan temperature dari aliran keluar fan dan masuk *bypass duct* dapat dihitung. Laju aliran massa turun di *bypass duct* dapat ditentukan dari total aliran massa dan *bypass rasio*. *Cold stream* dapat kita hitung sama seperti jet engine, udara sebagai fluida kerja. Perlu juga check aliran di *fan*

nozzle choked atau *unchoked*, jika choked bisa dihitung thrustnya.

- Dalam konfigurasi twin spool turbofan, fan diputar oleh LP turbin. Perhitungan high compressor dan turbin sama seperti turbojet, dan kondisi masuk LP turbin didapatkan. Mengingat kinerja yang dibutuhkan LP rotor (*Gas Turbine Theory*).

$$m c_{pa} \Delta T_{012} = (\eta_m m_h c_{pg} \Delta T_{056})$$

Dan karenanya

$$\Delta T_{056} = \frac{m}{m_h} x \frac{c_{pa}}{\eta_m c_{pg}} x \Delta T_{012} = (B + 1) x \frac{c_{pa}}{\eta_m c_{pg}} x \Delta T_{012}$$

Keterangan;

c_{pa} = specific heat constant pressure atm, KJ/kg K

ΔT_{012} = delta temperature stagnasi state 1 dan 2, K C

η_m = efisiensi mechanical

c_{pg} = specific heat at constant pressure gas, KJ/kg K

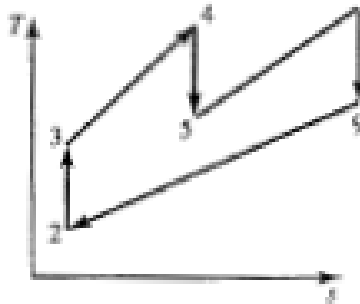
ΔT_{056} = delta temperature stagnasi state 1 dan 2, K C

Jika nilai B diantara 0,3 sampai 8 atau lebih, dan itu merupakan effect dari penurunan temperature dan kebutuhan pressure rasio dari LP turbin. Diketahuinya T_{05} , η_t , dan ΔT_{056} , maka pressure rasio LP turbin didapat dan kondisi masuk *hot stream nozzle* didapat. Sehingga perhitungan dari hot stream thrust didapat.

- Jika dua stream bercampur perlu dicari kondisi setelah percampuran dengan enthalpy dan momentum balance.

2.1.2 Military turbofan

Engine military turbofan memiliki siklus yang sama dengan turbofan civil yaitu Brayton cycle. Akan tetapi yang membedakan antara military dan civil adanya reheat ketika stream keluar dari turbin. Reheat ini merupakan adanya penambahan panas yang dihasilkan dari pembakaran di jet pipe. Pembakaran ini menghasilkan panas dan pressure. Hasil pembakaran ini langsung dibuang ke atmosfer. Sehingga memiliki Thrust yang lebih besar dengan reheat. Reheat yang sering digunakan dalam military turbofan ialah afterburning.



Gambar 2.3 T-s Diagram Military Turbofan With Afterburning (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

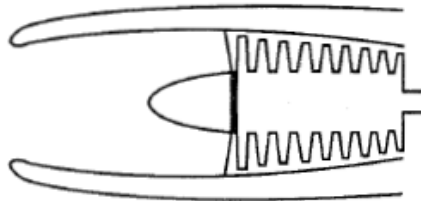
2.1.3 Komponen military turbofan engine

Dalam turbofan engine memiliki komponen-komponen utama. Yang digunakan untuk mencapai specific thrust yang besar. Komponen-komponen ini menunjukkan performa dari turbofan engine.

2.1.3.1 Inlet

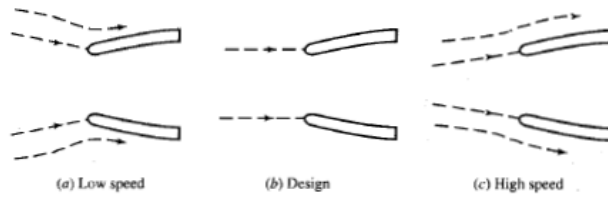
Bagian dari engine yang paling depan, bertujuan untuk mengurangi kecepatan udara, supaya sesuai dengan compressor. Pengurangan kecepatan udara mengakibatkan kenaikan tekanan. Dalam pendesainan dari inlet mempertimbangkan efiseinsi proses compressi, gaya hambat dari luar, dan *mass flow* udara yang masuk inlet. Inlet memiliki dua jenis, ialah *subconic* dan *supersonic*. Dengan menggunakan kecepatan suara untuk menentukan jenis yang mana, udara cenderung lebih dikompresi, dan Mach number 1. Biasanya inlet akan terjadi *shock wave*. Jika aliran masuk *subsonic* akan tidak terjadi *shock wave* dan efisein, sedangkan aliran *supersonic* terjadi *shock wave*. *Shock wave* dan *compressibility* udara memperngaruhi dalam desain inlet.

- *Subsonic inlet*, dapat menggunakan *divergen duct*. Yang memiliki Mach number lebih dari 1, menyebabkan *shock wave* terjadi di inlet dan *compressi* tidak efisien. *Dirvergen duct* beroperasi paling baik terhadap kecepatan, tetapi menurunkan efisien dari *compressi* dan menaikkan gaya hambat luar.



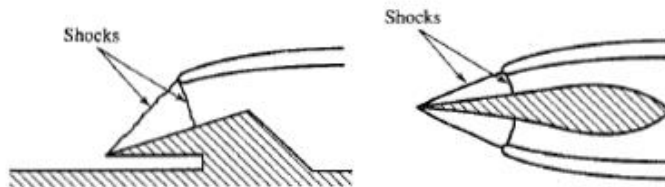
Gambar 2.4 Subsonic Inlet (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

Terdapat beberapa kecepatan yang terjadi di *divergen duct* yaitu *low speed*, *design*, *high speed*. Kecepatan rendah dan tinggi dari *divergen duct subsonic inlet*.



Gambar 2.5 Subsonic Inlet Flow Patterns (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

- *Supersonic inlet*, ketika *shock wave* akan terjadi di *supersonic flow*. *Supersonic inlet* didesign untuk menaikkan efisien dari compresi dengan meminimalkan berat. Jika kecepatan dirubah dari supersonic ke subsonic dengan satu normal *shok wave*, efisien compresi relative tidak efisien. Jika beberapa *shock wave* digunakan miring, efisien compresi akan lebih efisien. Ada dua type dari supersonic inlet ialah ramp (*two dimensial wedge*) dan centerbody (*three dimensial spike*).

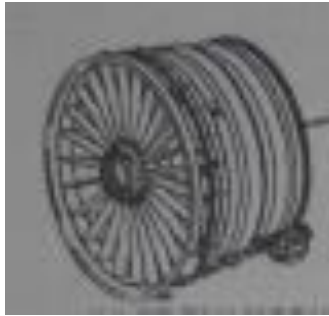


Gambar 2.6 Supersonic Inlet (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.3.2 Fan

Merupakan bagian dari *compressor* yang memiliki satu sampai tiga stage. Dimana disebut low pressure compressor.

hasil dari fan ini dibagi menjadi dua yaitu aliran *hot* dan aliran *cold*. Aliran *hot* menuju *core* dan aliran *cold* menuju *bypass*.



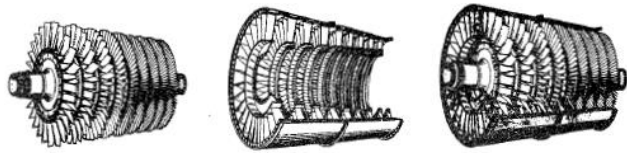
Gambar 2.7 Fan (*Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220.*)

2.1.3.3 Compressor

Fungsi compressor untuk menaikkan pressure yang masuk ke *combustion chamber* sehingga power yang dihasilkan dari pembakaran lebih efisien. Dengan menaikkan pressure udara maka volume berkurang, dengan demikian pencampuran fuel/ air terjadi dengan volume kecil.

- *Axial compressor*, aliran udara yang melalui axial compressor searah axial dari compressor. Compressor ini terdiri dari rotor dan stator dengan seporos/ concentric dari sumbu putar. Satu rotor dan satu stator dimanakan satu stage. Kerja dari axial compressor dengan mengecilkan dimensi area yang dilalui aliran udara. Dengan mengecilkan dimensi area maka menaikkan density. *Axial compressor* satu stage biasanya memiliki rasio pressure 1,1:1 sampai 1,2:1

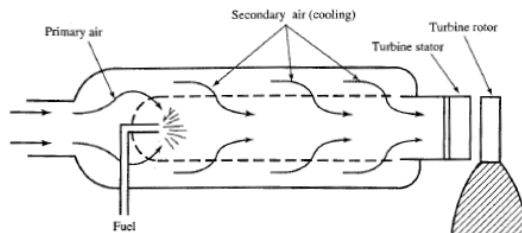
sedangkan *axial compressor* multistage menghasilkan rasio pressure 12:1.



Gambar 2.8 Multistage Axial Compressor (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.3.4 Combustion chamber

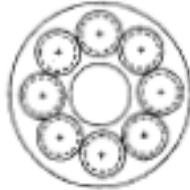
Fungsi dari combustion chamber untuk pencampuran dari fuel dan udara selanjutnya dibakar dan menyalurkan ke turbin dengan temperature yang sama. Temperature yang dihasilkan dari pembakaran tidak boleh melebihi dari temperature turbin. Aliran udara yang masuk combustion chamber dibagi dua, yang pertama untuk pembakaran dan yang kedua untuk pendinginan di dinding-dinding combustion chamber. Rasio campuran dari fuel/udara divariasikan dari 30 sampai 60 udara dan 1 *fuel* dari beratnya. Rata-rata engine baru didesign dengan rasio *fuel*/udara 40:1.



Gambar 2.9 Straight-through Flow Combustor (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

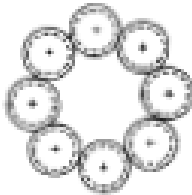
Di combustion chamber memiliki beberapa tipe berikut ini tipe tipe dari combustion chamber;

- Can, terdiri dari beberapa casing tabung yang disusun melingkar



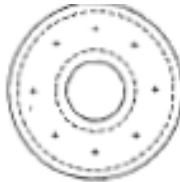
Gambar 2.10 Combustion Chamber Tipe Can
(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

- Annular, terdiri dari tabung besar



Gambar 2.11 Combustion Chamber Tipe Annular
(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

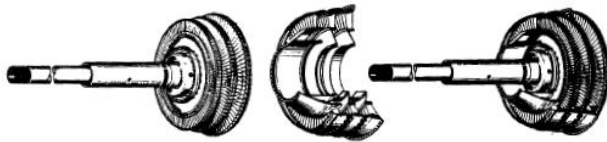
- Can annular, combustion chamber yang gabungan dari can dan annular.



Gambar 2.12 Combustion Chamber Tipe Can Annular
(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.3.5 Turbine

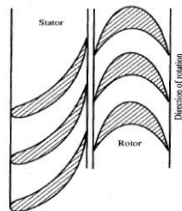
Fungsi dari turbine mengubah energi kinetic menjadi gerak berupa putaran poros untuk menggerakkan *compressor* dan *accessories* yang berasal dari *combustion chamber*. Hampir tiga per empat energi yang dihasilkan *combustion* untuk memutar *compressor*, *axial flow turbine* memiliki *rotor* dan *stator* yang seporos/ *concentric*.



Gambar 2.13 Axial Flow Turbine Components
(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

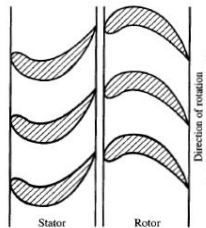
Ada dua tipe dari *axial turbine* yaitu *impluse turbine* dan *reaction turbine*.

- *Impluse turbine*, perubahan dari kecepatan relative rotor dengan kecepatan realtive inlet rotor tetapi tidak merubah pressure antara inlet rotor dan keluar rotor. Stator dari impluse turbine menaikkan kecepatan dan mengurai pressure gas hasil pembakaran.



Gambar 2.14 Impluse Turbine (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

- *Reaction turbine*, kecepatan relative rotor naik dan pressure menurun antara rotor blade. Stator mengubah aliran.



Gambar2.15 Reaction Turbine(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

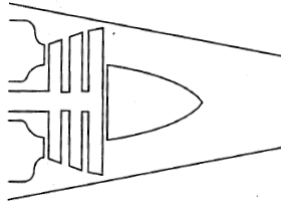
Banyak jet engine yang memadukan dua type axial turbine tersebut. Dalam mendesign *turbine* miliki beberapa hal yaitu *rpm shaft*, *gas flow rate*, *temperature inlet* dan *outlet*, pressure inlet dan outlet, kecepatan exhaust dan keluaran power yang dibutuhkan.

2.1.3.6 Nozzle

Tujuan dari exhaust menaikkan kecepatan sebelum keluar dari *nozzle* yang berasal dari turbine. Untuk menghasilkan kecepatan keluar *nozzle* yang tinggi maka harus menurunkan pressure. *Expasion* proses di atur Rasio pressure yang melewati *nozzle*, dan pressure keluar sama dengan pressure sekitar (atm) maka *thrust* akan maksimum. Ada dua tipe dari *nozzle* yaitu *convergent nozzle* dan *convergent dirvergent nozzle*.

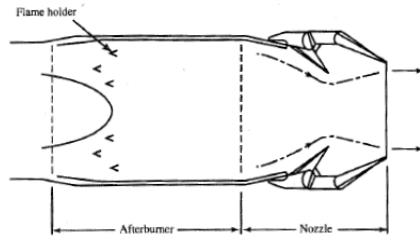
- *Convergent nozzle*, *simple duct nozzle*. Ketika rasio pressure *nozzle* (pressure keluar *turbine* ke pressure keluar *nozzle*) dibawah 2, maka digunakan convergent

nozzle. Dan biasanya digunakan *low thrust engine* untuk pesawat *subsonic*.



Gambar 2.16 *Convergent Nozzle (Elements Of Gas Turbine Propulsion)*

- *Convergent-divergent nozzle*, terdiri dari *convergent duct* dan *divergent duct*, dimana dimensi area terkecil bernama *throat*. Banyak *convergent-divergent* digunakan untuk pesawat *supersonic*, yang konstruksinya rumit. Dengan penggabungan variabel area dan aerodynamika. Hanya *throat* dan keluar *nozzle* area yang diatur menggunakan mekanical. *Convergent-divergent nozzle* menggunakan rasio pressure yang tinggi, untuk menghasilkan *specific thrust* yang tinggi. Jika engine menggunakan *afterburner*, *throat* dan keluar *nozzle* divariasikan sesuai kondisi aliran yang berbeda dan menghasilkan thrust maksimum.



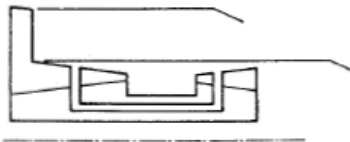
Gambar 2.17 *Convergent-divergent Nozzle (Elements Of Gas Turbine Propulsion)*

2.1.4 Konfigurasi Turbon Fan

Parameter yang mempengaruhi sangat besar dalam siklus turbofan besar adalah efek mechanical design pada engine dari permasalahan turbojet. Oleh karena ini bypass rasio divariasikan di komponen diameter, rpm, dan konfigurasi *low* dan *high bypass rasio engine* benar benar berbeda. Ada empat konfigurasi yang digunakan untuk memperoleh *bypass rasio* dan *overall pressure rasio* yang besar.

2.1.4.1 Two spool

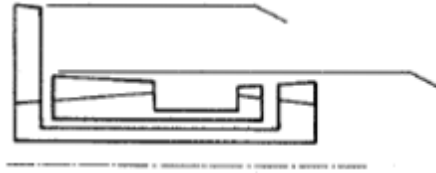
Dari konfigurasi ini memiliki stage LP rotor besar, menyebabkan pressure rasio kecil karena kecepatan dari low blade rendah. Biasanya disebut “*booster stages*”.



Gambar 2.18 *Two Sspool (Elements Of Gas Turbine Propulsion)*

2.1.4.2 *Twin spool*

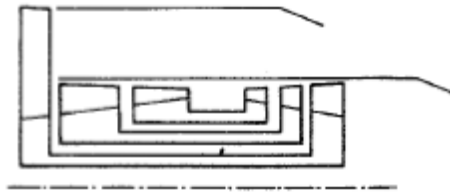
Konfigurasi ini lebih *attractive*, tetapi membutuhkan pressure ratio sangat besar dari *HP compressor*, yang menyebabkan ketidakstabilan dari bagian 1,2.



Gambar 2.19 Twin Spool (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.4.3 *Three spool*

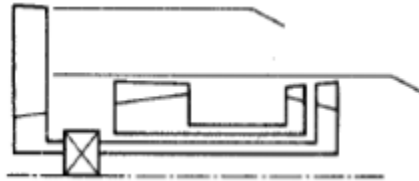
Konfigurasi ini banyak hal yang menarik, dengan pressure ratio yang sederhana ditiap *compressor*. Semua bagian digunakan untuk turbofan yang besar.



Gambar 2.20 Three Spool (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.4.4 Two spool geared fan

Konfigurasi ini memungkinkan untuk engine yang kecil, dan ini dikembangkan berdasarkan pada turboprop. Power minimum yang dibutuhkan untuk turbin fan besar diatas 60MW dan design untuk *gearbox* yang ringan dari engine sangat susah.



Gambar 2.21 Two Spool Geared Fan (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.1.5 Mixing of Hot and Cold streams

Percampuran dari *hot* dan *cold stream* sangat diperlukan untuk turbofan, ketikan meningkatkan thrust maksimum pada saat *afterburning*, untuk mengurangi kebutuhan pemanasan ulang dalam *combustion system*. Dalam percampuran mengaplikasikan di transport subsonic menguntungkan, menghasilkan keuntungan kecil tapi signifikan dalam SFC. Dalam perhitungan dengan menggunakan *constant area duct*, tidak ada *losses*, dan asumsi *adiabatic flow*.



Gambar 2.22 Mixing Hot and Cold Streams
(Gas Turbine Theory)

Dengan *enthalpy balance*, notasi m untuk *properties* dari *mixed stream*, yang bersumber dari buku *Gas Turbine Theory*.

$$m_c c_{pc} \Delta T_{02} + m_h c_{ph} \Delta T_{06} = m c_{pm} \Delta T_{07}$$

Dimana $m = m_c + m_h$

Dengan persamaan hubungan *propertis mixture* dari didapat, yang bersumber dari buku *Gas Turbine Theory*.

$$c_{pm} = \frac{m_c c_{pc} + m_h c_{ph}}{(m_c + m_h)}$$

$$R_m = \frac{m_c R_c + m_h R_h}{(m_c + m_h)}$$

$$\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)_m = \frac{R_m}{c_{pm}}$$

Dari momentum balance,

$$(m_c C_c + P_2 A_2) + (m_h C_h + P_6 A_6) = m C_7 + P_7 A_7$$

Keterangan;

c_{pc}	= specific heat constant pressure cold, KJ/kg K
c_{ph}	= specific heat constant pressure hot, KJ/kg K
c_{pm}	= specific heat constant pressure mix, KJ/kg K
R_c	= gas konstan cold, KJ/kg K
R_h	= gas konstan hot, KJ/kg K
γ	= specific heat ratio
C_c	= velocity cold, m/s
P_2	= pressure statis state 2, bar psi
A_2	= area state 2, m ²
P_6	= pressure statis state 6, bar psi
A_6	= area state 6, m ²
C_7	= velocity state 7, m/s
P_7	= pressure statis state 7, bar psi
A_7	= area state 7, m ²

Jika tidak ada putaran angin (aliran turboline) pada area jet downstream section A, pressure static dari luas penampang duct sama, jadi $P_2 = P_6$ yang bersumber dari buku *Gas Turbine Theory*.

Dari kontinuitas

$$m = \rho_7 C_7 A_7$$

Keterangan;

ρ_7 = density state, kg/m³

Pressure setelah percampuran, P_{07} digunakan untuk perhitungan siklus, karena pressure stagnasi masuk ke *nozzle*. Ketika udah diketahui, perhitungan thrust sama dengan turbojet. Perhitungan P_{07} simple jika Mach numbers di cold dan hot stream diketahui. Mach number di hot stream tetap dari design

turbin, dan M_6 bernilai 0,5 keatas. M_6 diketahui P statis dan P dan T stagnasi. Lalu perhitungan dilanjutkan

- Dikethau $M_6, T_{06},$ dan $P_{06},$ dapat dicari P_6 dan $C_h.$ P_6 dan T_6 dapat menentukan $\rho_6,$ karena A_6 dari kontinuitas. Didapat $(m_h C_h + P_6 A_6).$
- Dengan $P_2 = P_6,$ P_2/P_{02} kita dapat nilai $M_2.$ Dengan $M_2,$ P_{02} dan T_{02} diketahui kita bisa mencari C_c dan $A_2,$ jadi kita ketahui $(m_c C_c + P_2 A_2).$
- $A_7 = A_6 + 'A_2$ dan $m = \rho_7 C_7 A_7 = \frac{P_7}{(R_m T_7)} C_7 A_7$
- T_{07} diketahui dari entalphy balance, tetapi P_7 maupun P_{07} tidak dikethau, kita memberikan nilai $M_7,$ dan cari T_7 dan $C_7,$ dari kontuinitas kita didapat $P_7.$
- Sekarang kita perlu check nilai dari $m C_7 + P_7 A_7$ sama dengan nilai dari momentum balance.
- Lalu iterasi M_7 sampai P_7 di ketahui.
- P_{07} dikethau dari $P_7, M_7.$

Pressure keluaran dari P_{02} lebih besar dari P_{06} losse dari permcampuran sangat minimal. Biasanya p_{02}/p_{06} bernilai 1,05-1,07. Dalam prakteknya perubahan kecil dari parameter menyebabkan perubahan rasio P_{02}/P_{06} secara signifikan dan meniadakan dari keuntungan pecampuran. Tidak ada dasaran yang kuta untuk menggunakan mixing atau tidak juga diperngaruhi instalasi dan berat engine, sebagai indikasi terjadinya pressure drop.

Turbofan yang diperuntukan untuk pesawat tempur menggunakan exhaust campuran, dan biasanya memiliki low bypass rasio 0,3 sampai 0,5, dan konfigurasi menyerupai dengan jet engine dari pada engine pesawat komersil yang bypass rasio besar. Pesawat tempur membuthkan afterburning saat take off maupun bertempur, dan bypass dan core flow dari engine bercampur sebelum afterburner. Memperhatikan itu

keluar fan dan keluar turbin pressure harus mendekati sama, sehingga fan pressure ratio (FPR) dan engine pressure ratio (EPR) hampir sama. Dulu thrust yang dihasilkan berkaitan langsung dengan *engine pressure ratio* (EPR) sedangkan *engine low bypass military* biasanya ditentukan oleh *fan pressure ratio* (FPR). Modern military engine biasanya menggunakan tiga *stage fan* dengan *pressure ratio* 3,5 sampai 4,0.

2.1.6 Thrust Augmentation

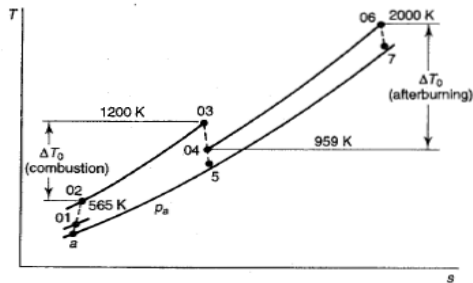
Untuk menghasilkan thrust engine yang diatas dari design semula ada beberapa cara alternative. Dengan menaikan turbine inlet temperature, akan menaikan *specific thrust* dan dari *thrust* didapat ukuran engine. Selain itu dengan menaikan *massflow* masuk ke engine tanpa mengubah silkus parameter. Kedua metode ini sama sama mengebuah design lama dan memungkinkan meningkatkan thrust.

Frekuensi dalam membutuhkan peningkatan thrust seperti *take off*, *acceleration* dari *subsonic* ke *supersonic*, atau untuk manuver dalam pertempuran udara. Disitulah kondisi yang membutuhkan *thrust augmentation*. Metode Thrust augmentation yang banyak digunkan yaitu metode *liquid injection* dan *afterburning (reheat)*.

Liquid injection peran utama meningkatkan *take off thrust*. karena *liquid* sangat berpengaruh terhadap berat tetapi jika *liquid injection* digunakan selama *take off* maka tidak banyak pengaruhnya terhadap berat. Penyempornan air di *compressor inlet* menyebabkan terjadinya evaporasi air, hasil extrasi ini menurunkan *temperature compressor inlet*. Efek dari itu akan menaikan *thrust* turbojet, karen menaikan *pressure ratio* dan *mass flow* meningkatkan rpm dari *compressor*. Dalam prateknya air dicampur methanol, methanol mempunyai nilai

freezing lebih rendah dari air dan ketika *injection* akan terbakar di *combustion chamber*. Hasilnya “*blockage*” *compressor* akan memiliki pressure rasio tinggi yang menyebabkan peningkatan dari *thrust*.

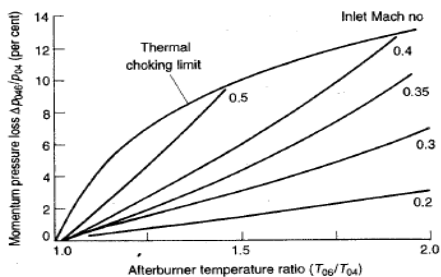
Afterburning, merupakan pembakaran tambahan dengan menambahkan *fuel* di *jet pipe*. Dari proses ini tidak ada putaran yang meningkat akan tetapi temperatur yang dihasilkan lebih besar dari inlet turbine. Dari Pembakaran secara *stoichiometric* menghasilkan maksimum *thrust augmentation* dan *temperature* mungkin diatas 2000 K. Seperti turbojet dengan *afterburner* dibawah ini:



Gambar2.23 T-s Diagram Turbojet Dengan Afterburner(*Gas Turbine Theory*)

Dari T-s diagram turbojet dengan *afterburner* jelas *fuel flow* yang dibutuhkan meningkat jelas temperature relative naik di *combustion chamber* dan *afterburner*, dan menaikan *specific fuel consumption (SFC)*. diasumsikan *ckoked convergen nozzle*, kecepatan jet sesuai dengan kecepatan sonic yang menghasilkan temperature *nozzle* sesuai T_5 atau T_7 tergantung dengan *afterburner* atau tidak. Kecepatan bisa didapat $(\gamma RT_c)^{1/2}$, dengan T_c didapat dari $T_{06}/T_c = (\gamma+1)/2$ atau $T_{04}/T_c = (\gamma+1)/2$. Jika mengikuti perbandingan kecepatan jet $\sqrt{T_0}$ di inlet sampai *nozzle*, dan relative momentum gross turbo jet engine, akan meningkatkan rasio $\sqrt{T_{06}/T_{04}}$.

Sebanding pas untuk engine dengan *afterburner* diabungkan dengan variable dari *nozzle* karena besarnya dencity sebanding dengan kenaikan dari temperature yang besar. Normalnya *afterburner* di operasikan saat engine memiliki putaran penuh tetapi thrust maksimum belum tercapai sesuai design. *Afterburner* di design saat putaran yang sama, dan aliran yang melewati *nozzle* sama akan tetapi mengurangi dencity. Hal ini bisa didapat jika menggunkan variable area, pressure thrust akan meningkat jika diperbesar area nozzle. Pressure losses dipengaruhi oleh friksi dari fluid dan momentum yang dihasilkan dari penambahan panas. Di dalam combustion chamber menghasilkan banyak friksi akan tetapi perubahan momnetum dari *afteburner* losses jauh lebih penting. Peningkatan temperature bisa dicari dengan temperature keluar dari turbin dan fuel/gas rasio di *afterburner*. Pressure losses didapat dari temperature rasio di *afterburner* dan mach number saat masuk *afterburner*. Jika mach number terlalu tinggi, temperature yang dilepaskan menghasilkan mach number di downstream mencapai 1 dan memiliki batas panas yang dilepas. Fenomena ini disebut *thermal choking*. Dibawah ini ditampilkan perbandingan antara pressure losses dan perubahan momentum.



Gambar 2.24 Momentum Versus Rasio Temperature Afterburner(*Gas Turbine Theory*)

2.2 Local isentropic stagnasi properties

Sebagai dasaran menentukan (P, T, ρ, u, h, s, V) dalam keadaan *compressible*, yang mengalir kita harus tahu perubahannya. Sebagai referensi kondisi titik ke titik. Keadaan stagnasi meruapak keadaan dimana $V=0$, sehingga bisa diketahui nilai $T_0, P_0, \rho_0, u_0, h_0, s_0$. Dalam proses isentropis tidak terjadi gesekan, tidak ada panas keluar maupun masuk. Local dikarenakan tiap kondisi memiliki perbedaan properties, sehinggann nilai dititik 1 beda dengan nilai titik 2. Proses ini disebut *local insetropic stagnasi properties*. Jika isentropic $s_{01} = s_1$ dan $s_{02} = s_2$, yang sebenarnya tidak sama. $s_1 = s_2 = s_{01} = s_{02}$ sehingga dianggap sama ketika stagnasi. Jika tidak isentropic diganti dengan local untk menentukan kondisinya tiap titik. *Isentropic stagnasi* ketika aliran *incompresssible flow* seperti hukum bernauli yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

$$\frac{PV}{\rho} + g \cdot z = constant$$

Keterangan;

g = gravitasi, m/s^2

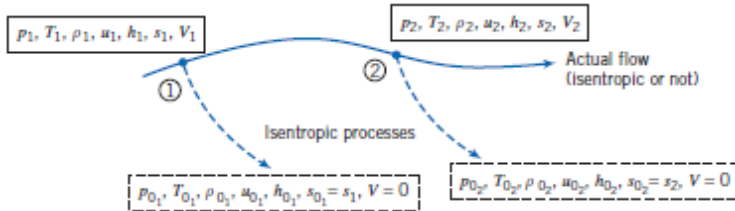
z = elevation, m

Dengan keadaan *steady state, incompressible flow*, tidak ada friksi, dan alirannya laminar. Persamaan diatas akan valid jika tidak ada *heat transfer, adiabatic reversible*. Sedangkan untuk *compressible flow* yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

$$P_0 = P + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

Keterangan;

P_0 = pressure stagnasi, bar psi



Gambar 2.25 local Isentropic Stagnasi Properties
(*Introduction To Fluid Mechanic.*)

2.2.1 Local isentropic stagnation properties untuk aliran gas ideal

Untuk compressible flow kita memperoleh isentropic stagnasi menggunakan mass conservation (*continuity*) dan momentum balance dengan differential control volume yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

- Persamaan Continuity

Persamaan yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \rho dV + \int_{CS} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (1)$$

Dengan asumsi: steady state, dan aliran sama disetiap section yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;
Sehingga

$$(-\rho V_x A)(\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA) = 0$$

Atau

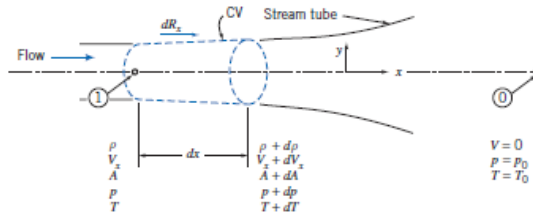
$$\rho V_x A = (\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA)$$

- Persamaan momentum
Persamaan yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

$$= 0(3) = 0(1)$$

$$F_{S_x} + \vec{f}_R = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} V_x \rho dV + \int_{CS} V_x \rho \vec{V} \cdot d\vec{A}$$

Asumsi: $F_{Bx} = 0$, tidak ada gesekan



Gambar2.26 Compressible Flow In An Infinitesimal Stream Tube (*Introduction To Fluid Mechanics*.)

Permukaan yang menghasilkan gaya sangat kecil dengan menggunakan control volume yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

$$F_{S_x} = dR_x + PA - (P + dP)(A + dA)$$

Gaya dari dR_x diaplikasikan seperti gambar diatas, dimanapressure rata-rata $p + dp/2$ dan area yang searah sumbu x dA yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

$$F_{S_x} = \left(P + \frac{dP}{2} \right) dA + PA - (P + dP)(A + dA)$$

Atau

$$F_x = p \cancel{dA} + \frac{\overset{\infty 0}{dp} \overset{\infty 0}{dA}}{2} + \cancel{pA} - \cancel{pA} - dp A - p \cancel{dA} - dp \cancel{dA}$$

Substitusi hasil dari persamaan momentum,

$$\begin{aligned} -dpA &= V_x \{-\rho V_x A\} + (V_x + dV_x) \\ &\{(\rho + d\rho)(V_x + dV_x)(A + dA)\} \end{aligned}$$

Disederhanakan

$$-dp \cdot A = (-V_x + V_x + dV_x)(\rho V_x A)$$

Dan

$$dp = -\rho V_x dV_x = -\rho \cdot d\left(\frac{V_x^2}{2}\right)$$

Atau

$$\frac{dp}{\rho} + d\left(\frac{V_x^2}{2}\right) = 0$$

Sebelum menghubungkan antara awal dan akhir stagnasi, kita harus mengetahui nilai dari pressure p dan density ρ .

Ketika penurunan kecepatan terjadi proses isentropic. Maka nilai p dan ρ untuk gas ideal sebagai berikut yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

$$\frac{p}{\rho^k} = \text{constant}$$

Keterangan;

P = pressure, bar psi

k = specific heat ratio
 ρ = density, kg/m³

Melalui persamaan ini kecepatan sama, V_x . Maka bisa diturunkan yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

Dari $p/\rho^k = \text{constant} = C$

$$p = C\rho^k \text{ dan } \rho = \rho^{1/k} C^{-1/k}$$

Sehingga,

$$-d\left(\frac{V^2}{2}\right) = \frac{dp}{\rho} = \rho^{-1/k} C^{1/k} dp$$

Keterangan;

P = pressure, bar psi
 k = specific heat ratio
 ρ = density, kg/m³
 V = velocity, m/s

Kita bisa hubungkan antara awal state dan stagnasi state yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

$$-\int_V^0 d\left(\frac{V^2}{2}\right) = C^{1/k} \int_p^{P_0} p^{-1/k} dp$$

Menjadi,

$$\frac{V^2}{2} = C^{1/k} \frac{k}{k-1} \left[\rho^{(k-1)/k} \right]_p^{P_0} = C^{1/k} \frac{k}{k-1} \left[P_0^{(k-1)/k} - p^{(k-1)/k} \right]$$

$$\frac{V^2}{2} = C^{1/k} \frac{k}{k-1} P_0^{(k-1)/k} \left[\left(\frac{P_0}{p} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]$$

Sejak $C^{-1/k} = \rho^{1/k} / \rho$

$$\frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p^{1/k}}{\rho} p^{(k-1)/k} \left[\left(\frac{p_0}{p} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]$$

$$\frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} \left[\left(\frac{p_0}{p} \right)^{(k-1)/k} - 1 \right]$$

Ketika mendapatkan pressure stagnasi, kita bisa menulis ulang yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanic*;

$$\left(\frac{p_0}{p} \right)^{(k-1)/k} = 1 + \frac{k-1}{k} \frac{\rho}{p} \frac{V^2}{2}$$

Dan

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{k} \frac{\rho V^2}{2p} \right]^{k/(k-1)}$$

Untuk gas ideal, $p = \rho RT$ dan karenanya

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{2} \frac{V^2}{kRT} \right]^{k/(k-1)}$$

Juga, untuk gas ideal kecepatan suara $c = \sqrt{kRT}$

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{2} \frac{V^2}{c^2} \right]^{k/(k-1)}$$

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right]^{k/(k-1)}$$

Keterangan;

k = specific heat ratio

R = gas konstan

c = kecepatan sonic, m/s

M = Mach number

Dari persamaan diatas kita bisa mengetahui local isentropic stagnation pressure jika pressure stastis dan Mach number diketahui.

Kira bisa mendapatkan isentropic stagnasi properties dengan menggunakan yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

$$\frac{p}{\rho^k} = \text{constant}$$

Antara kondisi terakhir. Didapat

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^k \quad \text{and} \quad \frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{p_0}{p}\right)^{1/k}$$

Untuk gas ideal, maka

$$\frac{T_0}{T} = \frac{p_0}{p} \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{p_0}{p} \left(\frac{p_0}{p}\right)^{-1/k} = \left(\frac{p_0}{p}\right)^{(k-1)/k}$$

Dari persamaan diatas kita bisa mencari nilai local isentropic stagnation untuk gas ideal yang bersumber *Introduction To Fluid Mechanics*;

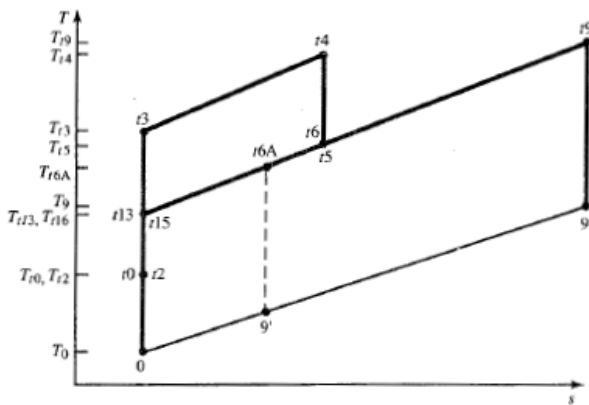
$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M^2\right]^{k/(k-1)}$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \frac{k-1}{2} M^2\right]^{\frac{1}{k-1}}$$

2.3 Military turbofan

Dalam mencapai thrust yang maksimum dengan *specific fuel consumption (SFC)* yang rendah dan tingkat kebisingan yang rendah muncullah turbofan. Maupun sipil dan military membutuhkan hal tersebut. Akan tetapi untuk mencapai thrust maksimum dari design, pesawat terbang military diperlukan reheat. Hal ini yang membedakan dari civil dan military. Dengan dua aliran dari *core* dan *bypaas rasio* dicampur terus dilakukan reheat di *afterburner*, lalu dikontrol oleh variable area *nozzle* untuk menghasilkan trhrust maksimum. T-s digran dari siklus ideal mixed floew turbofan with afterburner,



Gambar 2.27 T-s Diagram Turbofan Dengan Afterburner
(Elements Of Gas Turbine Propulsion)

Dalam modern pesawat tempur menggunakan engine type ini karena menghasilkan *specific thrust* yang besara dengan afterburner hidup dan *specific fuel consumption (SFC)* lebih rendah dari turbojet dengan afterburner mati. Dengan satu *inlet* dan *exhasut* dari engine, *thrust* siklus ideal engine yang berasal dari (Elements Of Gas Turbine Propulsion).

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{A_0}{g_c} \left(\frac{V_9}{a_0} - M_0 \right)$$

Keterangan;

g_c = konstanta

Analisa dari engine jenis ini menggunakan total pressure dan total temperature rasio di daerah campuran yang berasal dari (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*).

$$\tau_M = \frac{T_{t6A}}{T_{t6}} \quad \text{dan} \quad \pi_M = \frac{P_{t6A}}{P_{t6}}$$

Keterangan;

τ_M = rasio temperature mixture

π_M = rasio pressure mixture

Aliran yang melauai bypass station 13 dan 16 bersifat reversible dan adiabatic. Bypass stream masuk daerah campuran station 16 sama dengan nilai properties di station 13, dengan energy balance campuran bisa ditentukan yang berasal dari (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*).

$$\dot{m}_0 c_p T_{t6} + \dot{m}_6 c_p T_{t16} = \dot{m}_{6A} c_p T_{t6A}$$

atau

$$T_{t6} + \alpha T_{t13} = (1 + \alpha) T_{t6A}$$

sejak $T_{t6} = T_{t5}$ sehingga

$$\tau_M = \frac{1 + \alpha T_{t13}/T_{t5}}{1 + \alpha}$$

persamaan ini dapat ditulis persamaan engine τ 's dan bypass rasio α

$$\tau_M = \frac{1}{1 + \alpha} \left(1 + \alpha \frac{\tau_r \tau_f}{\tau_\lambda \tau_t} \right)$$

Keterangan;

- τ_t = rasio temperature turbine
- τ_λ = rasio temperature mixture
- τ_r = rasio temperature ram
- τ_f = rasio temperature fan
- α = fuel/ rasio

Dengan fluida dynamic nilai statis pressure di station 6 dan 16 sama. Biasanya dalam mendesign dari campuran dari dua masukan aliran memiliki mach number hampir sama. Untuk siklus ideal pressur total dari dua aliran sama, atau

$$P_{t6} = P_{t16}$$

Rasio pressure total dari pencampuran diasumsikan turbofan engine ideal menjadi 1, atau

$$\pi_M = \frac{P_{t6A}}{P_{t6}} = 1$$

Sama pressure total di station 6 dan 16 memerlukan rasio pressure total station 3 dan 13, sama station 3 dan 6. Rasio pressure total pada burner menjadi 1, sehingga

$$\frac{P_{t3}}{P_{t13}} = \frac{P_{t3}/P_{t2}}{P_{t13}/P_{t2}} = \frac{\pi_c}{\pi_f} = \frac{P_{t3}}{P_{t5}} = \frac{P_{t4}}{P_{t5}} = \frac{1}{\pi_t}$$

Dari T-s diagram station 13,16,6,6A, dan 9 mempunyai presure total yang sama. Ketika afterburner menyala, terjadi proses isnetropic antara state t9 dan 9 sebagai aliran yang keluar dari exhaust nozzle. Ketika afterburner mati, aliran yang masuk exhaust nozzle sama keadaan t6A dan keluar 9'.

Ketikan kompresi dan ekspansi terjadi proses insetropic, maka

$$\frac{1}{\tau_t} = \frac{\tau_c}{\tau_f}$$

Analisa siklus

Power yang dihasilkan dari turbine, fan dan compressor dikembangkan dan mempunyai hhubungan dengan rasio pressur total yang melewati komponen tersebut:

$$\tau_t = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]$$

Untuk mengetahui nilai dari τ_r , τ_λ dan τ_c , nilai τ_f didapat dari persamaan sebelumnya. Dari dua persamaan ini kita bisa mengetahui nilai bypass rasio α dari variable lain dan rasio temperature total dari fan.

$$\frac{\tau_f}{\tau_c} = 1 - \frac{\tau_r}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]$$

Atau

$$\tau_f = \tau_c - \frac{\tau_r \cdot \tau_c}{\tau_\lambda} [\tau_c - 1 + \alpha(\tau_f - 1)]$$

Kasus 1, rasio fan pressure π_f ditentukan, bypass rasio α bisa dikethaui dari persamaan

$$\alpha = \frac{\tau_\lambda(\tau_c - \tau_f)}{\tau_r \tau_c (\tau_f - 1)} - \frac{\tau_c}{\tau_f}$$

kasus 2, bypass α ditentukan, τ_f didapat

$$\tau_f = \frac{\tau_\lambda/\tau_r - (\tau_c - 1) + \alpha}{\tau_\lambda/(\tau_r \tau_c) + \alpha}$$

Rasio kkecepatan V_9/a_0 didapat,

$$\left(\frac{V_9}{a_0}\right)^2 = \frac{T_9}{T_0} M_9^2$$

Dimana

$$M_9^2 = \frac{2}{\gamma - 1} (\tau_r \tau_f - 1)$$

Rasio temprature T_{t9}/T_0 didapat dari penggunaan afterburner atau tidak. Ketika afterburner on maka,

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{\tau_{\lambda AB}}{\tau_r \tau_f} \text{ Afterburner on}$$

Ketika afterburner mati, maka

$$\frac{T_9}{T_0} = \frac{T_{t9}/T_0}{\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} = \frac{\tau_\lambda \tau_t \tau_M}{\tau_r \tau_f} \text{ Afterburner off}$$

Rasio fuel/udara dari pembakaran, Sedangkan rasio fuel/udara di afterburner diperoleh dari energi balance yang berada station 6A dan 7,

$$\dot{m}_{fAB} h_{PR} + \dot{m}_0 c_p T_{t6A} = \dot{m}_0 c_p T_{t7}$$

$$f_{AB} = \frac{\dot{m}_{fAB}}{\dot{m}_0} = \frac{c_p T_0}{h_{PR}} (\tau_{\lambda AB} - \tau_{\lambda} \tau_t \tau_M)$$

Overall fuel/air ratio f_0 adalah fuel flow total dibagi dengan airflow rate total, atau

$$f_0 = \frac{\dot{m}_f + \dot{m}_{fAB}}{\dot{m}_0}$$

Untuk engine, *overall fuel/air* rasio berasal dari dua persamaan *fuel/air rasio burner* dan *afterburner*,

$$f_0 = \frac{f}{1 + \alpha} + f_{AB}$$

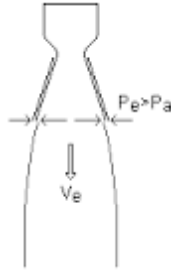
Specific fuel consumption (SFC) diperoleh,

$$SFC = \frac{f_0}{F/\dot{m}_0}$$

2.4 Convergent dirvergent nozzle

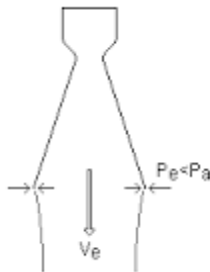
Salah satu nozzle yang memiliki design yang terdiri dari tiga komponen, yaitu convergent yang subsonic, throat yang memiliki sonic flow dan dirvegent yang memiliki supersonic flow. Flow isentropic yang mengalir di C-D nozzle. Dalam perhitungan pasti memiliki dua tipe expended yaitu under-expanded dan over-expanded.

- Under-expanded, keadaan nozzle yang memiliki $P_e > P_a$ Dengan keadaan nozzle under-expanded pressure keluar dari nozzle yang lebih besar dari pada pressure ambient. Sehingga perhitungan thrust seperti choking.



Gambar 2.28 Nozzle Keadaan Under-expanded
(*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

- Over-expanded, keadaan nozzle yang memiliki $P_e < P_a$ Dengan keadaan nozzle over-expanded pressure keluar dari nozzle lebih kecil daripada pressure ambient. Sehingga perhitungan thrust seperti unchoking



Gambar 2.29 Nozzle Keadaan over-expanded (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*)

2.5 Maintenance organization

Maintenance merupakan upaya mempertahankan keadaan dari sebuah alat maupun peralatan yang menunjang kinerja alat tersebut. Dalam perawatan ini memerlukan biaya 15 sampai 60 persen dari harga barangnya. Hal ini perlu diperhatikan dan diulas karena semakin baik dari kondisi alat atau peralatan maka baik hasilnya dan memiliki nilai jual tinggi ketika dijual kembali. Dalam maintenance memiliki tujuan sebagai berikut:

- Ketersediaan optimal
- Kondisi operasi yang optimal
- Pemanfaatan sumber daya perawatan yang maksimal
- Masa pakia yang optimal
- Penggunaan suku cadang yang minimum
- Kemampuan kembali berkerja dengan segera

Dalam maintenance organization ini memiliki tiga metode;

2.5.1 *Run-to-failure management*

Perawatan metode ini dengan cara melaksanakan perawatan jika suatu alat maupun perawatan mengalami failure (kerusakan). yang menyebabkan kerusakan tidak terduga, dari metode ini memiliki kelemahan dimana pembelian sparep parts yang tinggi, kerja yang melebihi waktu, waktu perawatan yang lama dan menurunkan kinerja dari peralatan.

2.5.2 *Preventive maintenacne*

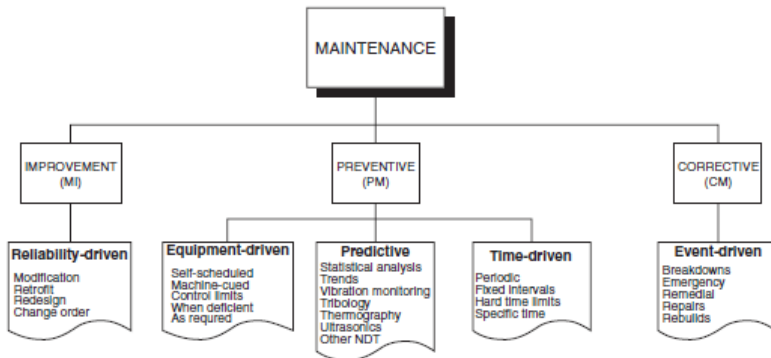
Perawatan yang mengacu pada umur alat maupun peralatan. Diman akan terjadi perawatan yang terjadwal dengan acuan maen-time-to-failure (MTTF). Dari sini kita bisa mengetahui dan mengatur kapan alat dan peralatan diperbaiki dengan fungsi waktu. Outputan Untuk perawatan preventive

ialah waktu perbaikan, lubrication, penyesuaia, dan overhaul dari mesin.

2.5.3 Predictive maintenance

Seperti preventive maintenance, predictive maintenance memiliki banyak definisi. Predictive maintenance ini memiliki banyak tinjauan/ sumber untuk memantau kondisi dari alat dan peralatan. Yaitu kondisi dari mesi saat berkerja, efisiensi saat berkerja, dan indikator yang memantau kondisi saat berkerja, dan preses penyediaan data yang dibutuhkan untuk memastikan interval keadaan maksimum dan minimum perbaikan supaya menghindari jumlah dan biaya kerusakan tidak terjadwal.

2.5.4 Type preventive maintenance



Gambar 2.30 Type Predictive Maintenance (*An Introduction To Predictive Maintenance.*)

2.5.4.1 *Maintenance improvement*

Digunakan untuk mengurangi dan menghilangkan perawatan yang tidak perlu. Hal ini digunakan untuk mengurangi biaya dan waktu perawatan. Yang tidak menghilangkan kebutuhan utama dari peralatan tersebut.

2.5.4.2 *Corrective maintenance*

Perawatan yang lebih mengarah keadaan emergency, repair, unscheduled. Lebih baik dari maintenance improvement dan preventive, sehingga bisa mengurangi kerusakan dalam keadaan emergency. Yang didapat dari keadaan troubleshooting, diagnosa kesalahan, dan tidak mengganggu perawatan rutin.

2.5.4.3 *Preventive maintenance*

Perawatan jenis bertujuan untuk mengurangi kesalahan mesin yang tidak terjadwal dan kerusakan dari peralatan hasil dari corrective dan aktivitas perawatan. Perawatan ini memenejemekan pelumasan dan penyetelan supaya sampai level reliability dan availability. Ada keadaan dalam perawatan preventive sebagai acuan;

- Reactive, perawatan yang memerlukan manusia mauapu peraltan untuk melakukan perawatan. Seperti inspection menggunakan alat-alat intrsumen atau pendeteksi otomatis.
- Condition monitoring, perawatan secara statistik dan probability untuk memantau keadaan. Data yang didapat bisa dianalisa untuk menentukan kerusakan di masa depan.
- Scheduled, preventive maintenance yang sudah terjadwal dengan interval waktu tertentu.

2.5.5 Primary use of predictive maintenance

Dalam menggunakan predictive maintenance kita bisa mendapatkan beberapa keuntungan yaitu

- Manajemen perawatan peralatan
- Optimalisasi peralatan plant
- Ketahanan dari peralatan akan meningkat.

2.5.6 Predictive maintenance teknik

Dalam penggunaan teknologi sangat lah cocok penggunaan predictive maintenance. Karena peralatan yang bekerja secara mekanik banyak digunakan untuk alat dan peralatan. Sebagai berikut ini beberapa monitoring dari predictive maintenance;

2.5.6.1 Vibration monitoring

Digunakan untuk memantau getaran yang tidak normal, hal ini bisa menunjukkan kondisi dari peralatan yang tidak concentric, tidak ada pelumasan pada bearing, dan keretakan pada bagian tertentu.

2.5.6.2 Thermography

Teknik predictive maintenance yang bertujuan memantau kondisi mesin, rangka, dan system, tetapi tidak untuk electrical. Bisa menggunakan sensor temperature.

2.5.6.3 Tribology

Untuk memantau kondisi dari bearing ke rangka dari mesin. Dalam tribology ini didapat kondisi pelumasan pada mesin dan keadaan part-part dari mesin.

2.5.6.4 Visual inspection

Merupakan hal pertama dalam predictive maintenance yang digunakan. Data yang didapat dari metode ini keadaan real dari mesin.

2.5.6.5 Ultrasonic

Metode predictive yang menggunakan frekuensi yang dipancarkan antara 1Hz sampai 30000 Hz. Data yang didapta dari metode ini merupakan kondisi rangka atau part yang tidak bisa dilihat kasat mata, yang berupa kerusakan didalam bagian part atau rangka tersebut.

(halaman ini sengaja dikosongkan)

BAB III METODOLOGI PENELITIAN

3.1 Spesifikasi Engine F100-PW-220(F-16)



Gambar 3.1. Engine F100-PW-220 (F-16)

Di Skatek 042 melakukan perawatan *engine* pesawat terbang F-16, yaitu *engine* F100-PW-220. Dari *engine* ini memiliki spesifikasi umum sebagai berikut:

- Thrust
 - Maximum (with augmented operation) = 23.770 lbs (105,7 KN)
 - Intermediate (without augmented operation) = 14.590 lbs (64,9 KN)
- Weight = 3.234 lbs (1,466 kg)
- Length = 191 in (4,85m)
- Diameter

- Inlet diameter = 34,8 in (0,88 m)
- Maximum diameter = 46,5 in (1,18 m)
- Bypass ratio = 0,6 : 1
- Overall pressure ratio = 25 : 1
- High thrust to weight ratio
 - 23.770 lbs/ 3.234 lbs =7,3 : 1
- Variable area
 - Compressor inlet variable vanes (CIVV)
 - Rear compressor variable vanes (RIVV)
- Fully ducted engine
- Mixed flow augmentor
 - Mixes core air flow with bypass air flow
- Variable exhaust nozzle

3.1.1 Inlet Fan Module

Inlet fan module merupakan bagian terdepan dari *engine* yang berkerja untuk mengalirkan udara dari ambient masuk ke *engine*. *Inlet fan module* sendiri memiliki *pressure ratio* sebesar 3,12 : 1.



Gambar 3.2. Inlet Fan Module

3.1.2 Core Engine Module

Merupakan bagian inti dari *engine*, yang mana terdiri dari *high pressure compressor*, *cumbustion chamber*, dan *high pressure turbine*. Dari *high pressure compressor* memiliki *pressure ratio* 8,02 : 1. *Combustion* dimana terjadinya pencampuran antara udara dan *fuel*/ bahan bakar dan juga terjadinya permbakaran. *High pressure turbine* merupakan bagian dari *core engine module* yang merubah energi kalor menjadi energi kinetik. Dari putaran *high pressure turbine* sekaligus memutar *high pressure compressor*.



Gambar 3.3.Core Engine Module

3.1.3 Gearbox module

Merupakan bagian *engine* yang terdiri bagian-bagian yang *support* performa *engine*. Seperti halnya *oil*, *fuel*, *ignition*, dan *support* lainnya.



Gambar 3.4. Gearbox Module

3.1.4 Fan Drive Turbine

Fan Drive Turbine atau disebut juga dengan *low pressure turbine* merupakan bagian *engine* yang berfungsi mengubah energi kalor menjadi energi kinetik dan berasal dari *low pressure turbine*. Dan sekaligus memutar *inlet fan module*.



Gambar 3.5. Fan Drive Turbine

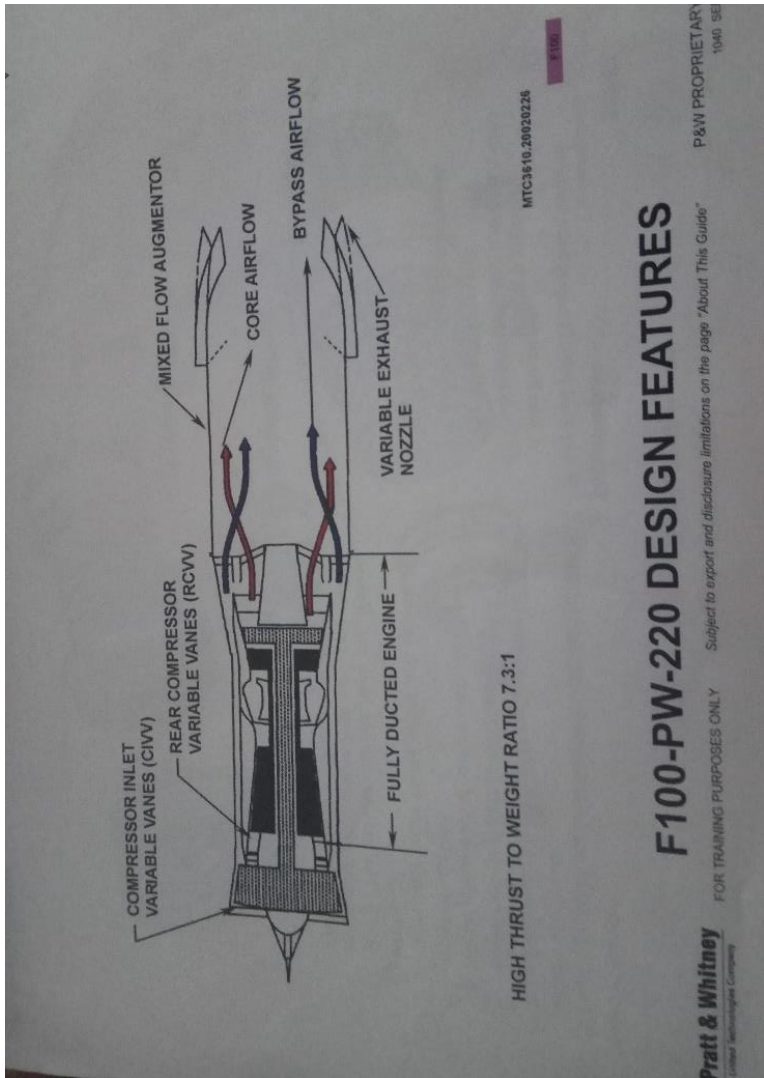
3.1.5 Augmentor Module

Augmentor module ini merupakan *duct* yang menerima *thrust* dari daerah *cold* dan *hot section*. Lalu terjadi *mix flow* untuk diteruskan ke nozzle.



Gambar 3.6. Augmentor Module

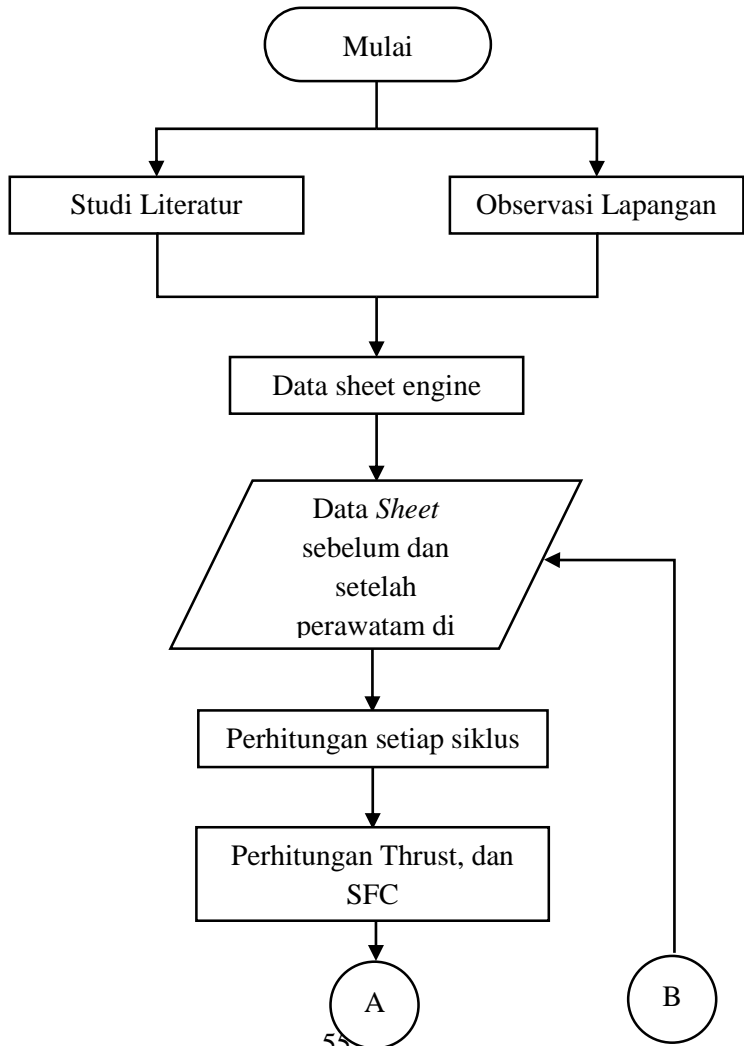
3.2 Skema dari Engine F100-PW-220

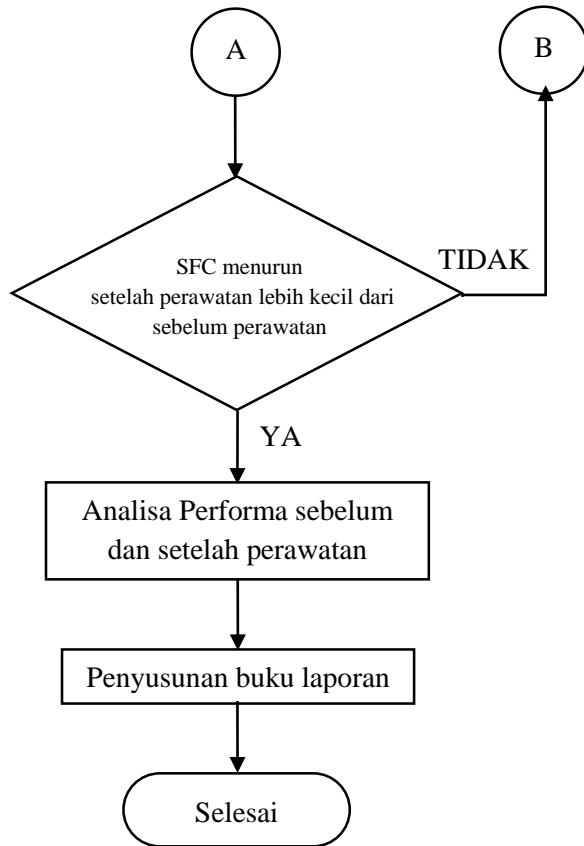


Gambar 3.7.Skema dari Engine F100-PW-220

3.3 Metodologi Pengerjaan Tugas Akhir

Dalam pengerjaan Tugas Akhir ini dilakukan dengan beberapa tahap yang digambarkan dalam diagram alir berikut :





Gambar 3.8. Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir

3.4 Penjelasan Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir

Tugas akhir Analisa Performa Gas Turbine Engine Sebelum dan Setelah dilakukannya perawatan pada pesawat F-16 Di Skatek 042, dalam penyelesaiannya memiliki metode dan tahapan sebagai berikut :

3.4.1 Studi Literatur

Pada tahapan studi literatur, penulis mencoba memahami dan mempelajari beberapa referensi yang dapat membantu dalam proses penelitian. Referensi yang digunakan antara lain bersumber dari buku-buku, artikel, internet, serta sumber-sumber lain yang berhubungan dengan penelitian yang dilakukan.

Pada pengkajian ini meliputi studi pustaka yang berkaitan dengan turbin gas *engine* yang diperoleh dari TO 2J F100-24-00 IPB *Introduction And General Information*, TO 2J F100-41-1 *Engine Pretest And Posttest Procedures*, TO 2J F100-41-2 *Engine test*, TO 2J F100-46-1 *Introduction And General Information, Elements Of Gas Turbine Propulsion* edisi 2 Jack D. Mattingly, *Gas Turbine Theory* By Hih Saravanamuttoo, H. Cohen & Gfc Rogers dan beberapa sumber lain. Selain itu juga dikaji berdasarkan penelitian terdahulu.

Studi Literatur ini dilakukan di Skatek 042 Lanud Iswahjudi Maospati, perpustakaan, serta diskusi dengan mentor dan dosen pembimbing.

3.4.2 Observasi Lapangan

Observasi dan identifikasi lapangan dilakukan untuk mengetahui adanya permasalahan pada keadaan aktual yang kemudian akan dipelajari dan dianalisis sebagai topik tugas akhir. *Gas Turbine Engine* adalah topik yang dianalisa pada tugas akhir ini dan analisa dilakukan pada performa *gas turbine engine* sebelum dan setelah dilakukannya perawatan.

3.4.3 Perumusan Masalah

Setelah mencari berbagai literatur dan observasi di Skatek 042 Lanud Iswahjudi Maospati, langkah selanjutnya adalah merumuskan masalah secara spesifik dengan bahasan dan objek penelitian tugas akhir mengenai gas turbine engine. Tugas akhir ini mengangkat masalah bagaimana performa yang terjadi pada saat sebelum dilakukannya perawatan dan setelah dilakukannya perawatan.

3.4.4 Pengambilan Data

Pada tahap ini, dilakukan pengambilan data dari sheet running engine dan data sheet hasil *running engine* di *engine test cell* model AM-20 C berada Di Skatek 042 Lanud Iswahjudi Maospati. Kemudian, dilakukan konversi data-data sheet *running engine* F100-PW-220 yang telah dikumpulkan ke dalam satuan yang umum.

3.4.5 Perhitungan Performa Turbin Uap

Setelah dilakukan konversi satuan dan didapatkan data sheet pada engine F100-PW-220, maka selanjutnya adalah perhitungan performa *gas turbine engine* dengan menggunakan data sheet tersebut. Perhitungan performa tersebut antara lain temperatur stagnasi setiap state, *pressure* stagnasi tiap state, *specific thrust*, SFC (*Specific Fuel Consumption*) dan efisiensi thermal.

3.4.6 Analisa performa sebelum dan setelah perawatan

Pada tahap ini dilakukan analisa terhadap performa yang terjadi pada saat sebelum dilakukannya perawatan dan setelah dilakukannya perawatan.

3.4.7 Penyusunan Buku Laporan

Pada tahap ini dilakukan penyusunan buku laporan tugas akhir mengenai topik yang telah diangkat.

3.5 Engine test cell

Dalam *maintenance*, di Skatek 042 memiliki peralatan yang digunakan untuk menguji *engine*. Peralatan berupa *engine test cell* yang bermodel AM-20 C, yang digunakan untuk menunjukkan performa dari *engine* setelah perawatan. AM-20 C memiliki beberapa data inputan yang berasal dari *engine*, dan diolah sehingga keluaran dari AM-20 C berupa data sheet *engine*.



Gambar 3.9. Engine Test Cell

3.6.1 Kondisi idle

Kondisi *engine* yang mengalami *cycle* sempurna dengan kondisi PLA (*Power Lever Angle*) yang berada di *angle* 14-19 derajat. Dimana kondisi *engine* hanya menyala tanpa menghasilkan *thrust*, dan bisa dikatakan kondisi hidup *engine* tanpa *thrust*.



Gambar 3.13. Engine Kondisi Idle

Dari hasil *running* yang dilakukan di Skatek 042 didapat data *sheet*. Data yang didapat berikut ini:

Main Parameters			Baseline Parameters			User Defined Parameters		
Name	Value	Unit	Name	Value	Unit	Name	Value	Unit
F1100	831.911	DEGC	F1111	436.779	DEGC	P12	18.5158	PSIA
RPM1	38.8859	PSID	F1112	458.588	DEGC	WFC	587.548	PPH
NI	8835.95	RPH	F1113	478.802	DEGC	WFD	661.625	PPH
NI2	9538.53	RPH	F1114	385.669	DEGC			
			F1115	488.095	DEGC			
			F1116	424.884	DEGC			
			F1117	447.856	DEGC			
			F1118	38.8857	DEGC			
			F1119	1.83173	IPM			
			F1120	4095.65	RPH			
			F1121	8756.86	RPH			
			F1122	-52.885	DEG			
			F1123	-25.218	DEG			
			F1124	1868.11	PPH			
			F1125	431.116	DEGC			
			F1126	86.8856	DEG			
			F1127	14.2885	DEG			
			F1128	31.2886	DEGC			
			F1129	59.9456	PSIA			
			F1130	14.9752	PSIA			
			F1131	8	DEG			
			F1132					
			F1133					
			F1134					
			F1135					
			F1136					
			F1137					
			F1138					
			F1139					
			F1140					
			F1141					
			F1142					
			F1143					
			F1144					
			F1145					
			F1146					
			F1147					
			F1148					
			F1149					
			F1150					
			F1151					
			F1152					
			F1153					
			F1154					
			F1155					
			F1156					
			F1157					
			F1158					
			F1159					
			F1160					
			F1161					
			F1162					
			F1163					
			F1164					
			F1165					
			F1166					
			F1167					
			F1168					
			F1169					
			F1170					
			F1171					
			F1172					
			F1173					
			F1174					
			F1175					
			F1176					
			F1177					
			F1178					
			F1179					
			F1180					
			F1181					
			F1182					
			F1183					
			F1184					
			F1185					
			F1186					
			F1187					
			F1188					
			F1189					
			F1190					
			F1191					
			F1192					
			F1193					
			F1194					
			F1195					
			F1196					
			F1197					
			F1198					
			F1199					
			F1200					

Gambar 3.14. Data sheet engine kondisi idle

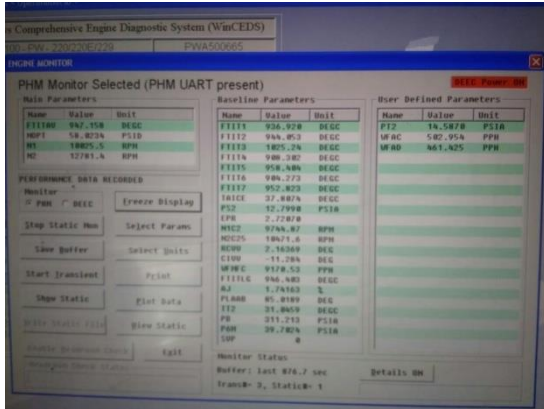
3.6.2 Kondisi MILL (kondisi intermediate)

Kondisi *engine* yang mampu menghasilkan *thrust* sebesar 69,4 Kn. Kondisi ini biasanya digunakan dalam keadaan pesawat *take off* atau kondisi *cruise*. Berikut gambaran *engine* saat kondisi MILL. Yang memiliki besaran AJ sebesar < 5 persen.



Gambar 3.15. Engine kondisi MILL

Dalam hasil *running* didapat data sebagai berikut berupa data *sheet*.



Gambar 3.16. Data sheet engine kondisi MILL

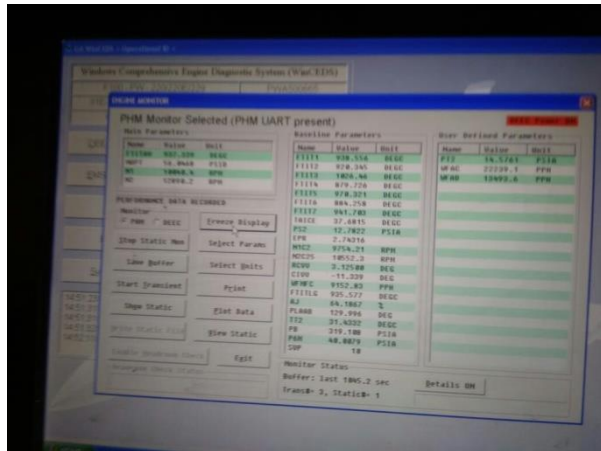
3.6.3 Kondisi AB MAX (Full Throttle)

Merupakan kondisi *engine* yang sering digunakan untuk manuver atau kondisi *engine* untuk melakukan pertempuran udara. Dari kondisi *engine* AB MAX didapat *thrust max* 105,6 KN.



Gambar 3.17. Engine kondisi AB MAX

Dari hasil running kondisi A/B MAX didapat data yang berupa data *sheet*, berikut ini:



Gambar 3.18. Data sheet engine kondisi AB MAX

(halaman ini sengaja dikosongkan)

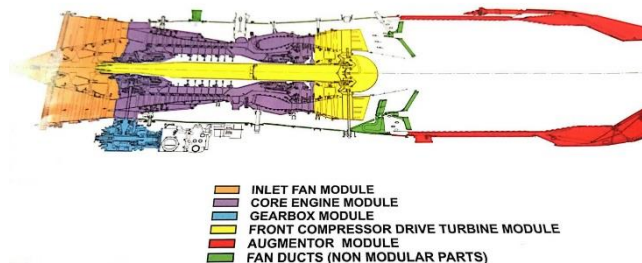
BAB IV PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini akan dijabarkan langkah-langkah perhitungan kinerja military turbofan mixed flow menggunakan :

1. Data sheet sebelum dan setelah maintenance 1-2 April tahun 2019 di Skatek 042 Lanud Iswahjudi Maospati, Magetan.
2. Data dari spesifikasi dari engine F100-PW-220.

4.1 Gambar Engine F100-PW-220 pesawat F-16A/B

Di Skatek 042 Lanud Iswahjudi melakukan perawatan engine F100-PW-220 untuk F-16A/B. Dimana konstruksi engine tersebut dibawah ini;



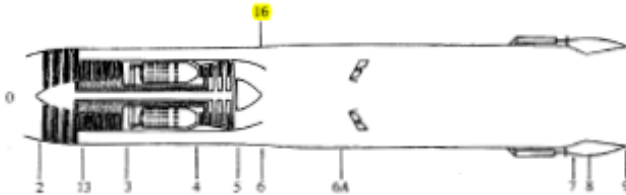
CS Scanned with
CamScanner

F100-PW-220 ENGINE

Gambar 4.1 Engine F100-PW-220 (*Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220.*)

4.2 Gambar skema Engine F100-PW-220 pesawat F-16A/B

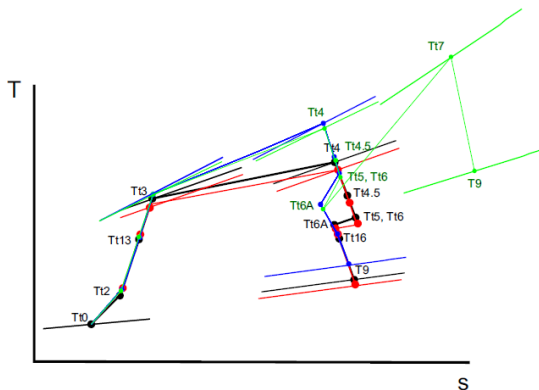
Engine F100-PW-220 memiliki skema dan penomoran tiap state seperti dibawah ini;



Gambar 4.2 Skema Mixed Flow Turbofan Engine With Afterburning (*Elements Of Gas Turbine Propulsion*) hal 541

4.3 T-s diagram

Dari engine F100-PW-220 memiliki T-s diagram siklus brayton yang ada pemanasan ulang (reheat), pada jet pipe yang constant duct. Sebagai berikut T-s diagram dari engine F100-PW-220;



Gambar 4.3 T-s diagram Mixed Flow Turbofan Engine With Afterburning

4.4 Data yang digunakan

Data yang digunakan merupakan data yang diperoleh dari data sheet running engine dan data sheet Engine Test Cell. Untuk data sebelum maintenance diambil pada tanggal 1 April 2019 sedangkan, data setelah maintenance diambil pada tanggal 2 April 2019.

Tabel 4.1 Data Operasi Sebelum *Maintenance*

DATA DIKETAHUI		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_2	14,2639	psi
P_{t2}	14,2920	psi
T_{t2}	30,1110	C
$FTIT\ 1$	464,1640	C
$FTIT\ 2$	476,5590	C
$FTIT\ 3$	509,4080	C
$FTIT\ 4$	450,7780	C
$FTIT\ 5$	473,0690	C
$FTIT\ 6$	459,1830	C
$FTIT\ 7$	481,6220	C
$FTIT\ AVG$	473,5404	
P_{t6A}	15,0530	psi
N_2	9507,5930	rpm
N_1	4409,7890	rpm
AJ	86,2320	%
EPR	1,0535	
\dot{m}_{feul}	1162,5920	PPH
\dot{m}_{feulAC}	456,2600	PPH
\dot{m}_{feulAD}	492,5410	PPH

Tabel 4.2 Data Operasi Setelah *Maintenance*

DATA DIKETAHUI				
STATE	IDLE AFTER MRO	MILL AFTER MRO	AB MAX AFTER MRO	SATUA N
P_0	1,0011	1,0011	1,0011	bar
P_2	14,2639	12,7998	12,7822	psi
P_{t2}	14,5156	14,5870	14,5761	psi
T_{t2}	31,2396	31,0459	31,4332	C
$FTIT\ 1$	436,7790	936,9200	938,5560	C
$FTIT\ 2$	450,5000	944,0530	920,3450	C
$FTIT\ 3$	470,4320	1025,2400	1026,4600	C
$FTIT\ 4$	385,6690	908,3020	879,7260	C
$FTIT\ 5$	408,2450	952,8230	970,3210	C
$FTIT\ 6$	424,0640	904,2730	884,2580	C
$FTIT\ 7$	447,8560	952,8230	941,7030	C
$FTIT$ AVG	431,9350	946,3477	937,3384	
P_{t6}	14,9756	39,7024	48,0079	psi
N_2	9538,330 0	12781,400 0	12898,200 0	rpm
N_1	4415,950 0	10025,500 0	10048,400 0	rpm
AJ	86,3836	1,7416	64,1867	%
EPR	1,0317	2,7207	2,7432	
\dot{m}_{feul}	1068,110 0	9170,5300	9152,8300	PPH
\dot{m}_{feulAC}	507,5680	502,9540	22239,100 0	PPH
\dot{m}_{feulA} D	461,4250	461,4250	13493,600 0	PPH

Tabel 4.3 Data Operasi Sebelum Dan sesudah *maintenance*
(satuan SI)

DATA DIKETAHUI					
STATE	IDLE BEFORE MRO	IDLE AFTER MRO	MILL AFTER MRO	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
<i>P₀</i>	1,0011	1,0011	1,0011	1,0011	bar
<i>P₂</i>	0,9828	0,9828	0,8819	0,8807	bar
<i>P_{t2}</i>	0,9847	1,0001	1,0050	1,0043	bar
<i>T_{t2}</i>	318,261 0	319,389 6	319,195 9	319,583 2	K
<i>FTIT 1</i>	752,314 0	724,929 0	1225,07 00	1226,70 60	K
<i>FTIT 2</i>	764,709 0	738,650 0	1232,20 30	1208,49 50	K
<i>FTIT 3</i>	797,558 0	758,582 0	1313,39 00	1314,61 00	K
<i>FTIT 4</i>	738,928 0	673,819 0	1196,45 20	1167,87 60	K
<i>FTIT 5</i>	761,219 0	696,395 0	1240,97 30	1258,47 10	K
<i>FTIT 6</i>	747,333 0	712,214 0	1192,42 30	1172,40 80	K
<i>FTIT 7</i>	769,772 0	736,006 0	1240,97 30	1229,85 30	K
<i>FTIT AVG</i>	761,690 4	720,085 0	1234,49 77	1225,48 84	K
<i>P_{t6}</i>	1,0372	1,0318	2,7355	3,3077	bar

<i>N2</i>	9507,59 30	9538,33 00	12781,4 000	12898,2 000	rpm
<i>N1</i>	4409,78 90	4415,95 00	10025,5 000	10048,4 000	rpm
<i>AJ</i>	86,2320	86,3836	1,7416	64,1867	%
<i>EPR</i>	1,0535	1,0317	2,7207	2,7432	
\dot{m}_{feul}	0,1465	0,1346	1,1555	1,1532	kg/s
\dot{m}_{feul} <i>AC</i>	0,0575	0,0640	0,0634	2,8021	kg/s
\dot{m}_{feul} <i>AD</i>	0,0621	0,0581	0,0581	1,7002	kg/s

4.5 Perhitungan Kondisi Idle Before MRO

Dimana data didapat dari data sheet running engine, bisa menentukan pressure dan temperature tiap state.

Tabel 4.4 Data Kondisi Idle Before MRO

DATA DIKETAHUI		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
<i>P₀</i>	1,0011	bar
<i>P₂</i>	0,9828	bar
<i>P_{t2}</i>	0,9847	bar
<i>T_{t2}</i>	318,2610	K
<i>FTIT 1</i>	752,3140	K
<i>FTIT 2</i>	764,7090	K
<i>FTIT 3</i>	797,5580	K
<i>FTIT 4</i>	738,9280	K
<i>FTIT 5</i>	761,2190	K
<i>FTIT 6</i>	747,3330	K
<i>FTIT 7</i>	769,7720	K
<i>FTIT AVG</i>	761,6904	K

P_{t6}	1,0372	bar
N_2	9507,5930	rpm
N_1	4409,7890	rpm
AJ	86,2320	%
EPR	1,0535	
\dot{m}_{feul}	0,1465	kg/s
\dot{m}_{feulAC}	0,0575	kg/s
\dot{m}_{feulAD}	0,0621	kg/s

Pressure dan temperature tiap state dapat dilihat sebagai berikut;

Tabel 4.5 Data Pressure Tiap State Kondisi Idle Before MRO

KONDISI PRESSURE TIAP STATE		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_{t0}	1,0011	bar
P_{t2}	0,9847	bar
P_2	0,9828	bar
P_{t13}	3,0723	bar
P_{t3}	24,6400	bar
P_{t4}	22,6688	bar
$P_{t4.5}$	3,2213	bar
P_{t5}	1,3923	bar
P_{t16}	3,0723	bar
P_{t6}	1,3923	bar
P_{t6A}	1,0372	bar
P_{t7}	1,0372	bar
P_{t8}		bar
P_{t9}	3,1388	bar

Tabel 4.6 Data Temperature Tiap State Kondisi Idle Before MRO

KONDISI TEMPERATURE TIAP STATE		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
T_0	287,4740	K
T_{t0}	287,4740	K
T_{t2}	318,2610	K
T_{t13}	462,4527	K
T_{t3}	931,0897	K
T_{t4}	1152,7015	K
$T_{t4.5}$	761,6904	K
T_{t5}	637,4200	K
T_{t16}	462,4527	K
T_{t6}	637,4200	K
T_{t6A}	565,7212	K
T_{t7}	565,7212	K
T_{t8}	565,7212	K
T_{t9}	565,7212	K

Kondisi tiap state dari temperatur dan pressure stagnasi bisadikethauhi dengan menggunakan nilai konstata. Sebagai berikut;

Tabel 4.7 Data Nilai Konstata Yang Diketahui Kondisi Idle Before MRO

NILAI KETENTUAN		SATUAN
η_f	0,87	%
η_c, η_t	0,85	%
η_m	0,99	%
η_n, η_j	0,95	%
η_b	0,98	%

ΔP_b	0,08	%
k_{air}	1,4	-
k_{gas}	1,333	
R	0,2870	KJ/Kg K
ρ_{air}	1,2371	Kg/m ³
$c_{p_{air}}$	1,005	KJ/Kg K
$c_{p_{gas}}$	1,148	KJ/Kg K
$c_{p_{mix}}$	1,0132	KJ/Kg K
R	0,2870	KJ/Kg K
C_a	0	m/s
a	339,905	m/s
Mo	0	
$D_{inlet} (")$	34,8	inchi
$D_{inlet} (m)$	0,8839	m
$D_{AB MAX} (")$	46,5	inchi
$D_{AB MAX} (m)$	1,1811	m
A_{inlet}	0,6136	m ²
$A_{AB MAX}$	1,0956	m ²

Dimana konstanta didapat dari;

- η_f didapat dari Abdul-Nabe, Rana Adil and Tariq, Mohammad. 2014. *Thermal Analysis Of A Gas Turbine Cycle For A Turbojet Engine*. International Journal Of Advanced Research In Engineering And Technology (IJARET). Allahabad India.
- η_c , dan η_t didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 compressor and turbine efficiencies hal 56.
- η_m didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*.

Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 mechanical losses hal 66.

- η_j/η_n didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 3 propelling nozzles hal 108
- η_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 combustion efisiensi hal 68.
- ΔP_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 pressure losses hal 61
- cp_{air} , cp_{gas} , cp_{mix} , k_{air} , k_{gas} , dan R didapat dari buku dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley bab 2 variation of specific heat hal 66.
- ρ_{air} , a , didapat dari tabel ISA dengan ketinggian 104 mdpl. Dengan menggunakan interpolasi.
- C_a , M_0 didapat dari a , dengan ketinggian 104 mdpl dan keadaan Engine statis.
- A_{inlet} , dan $A_{AB MAX}$ didapat dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

a. Perhitungan State 0

Pengujian yang dilakukan di ketinggian 104 mdpl, berada di Skatek 042. Sehingga kondisi 0 didapat dari ISA tabel.

Tabel 4.8 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi Idle Before MRO

ISA TABEL				
Altitude	P_0	T_0	ρ/ρ_0	a
0	1,0133	288,1500	1	340,3
104	1,0011	287,4740	0,990203	339,9048
500	0,9546	284,9000	0,9529	338,4

Dengan cara interpolasi didapat pressure, kecepatan suara dan temperature statis di ketinggian 104mdpl.

$$P_0 = 1,0133 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(0,9546 - 1,0133)$$

$$P_0 = 1,0011 \text{ bar}$$

$$T_0 = 288,15 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(284,9 - 288,15)$$

$$T_0 = 287,474 \text{ K}$$

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Pt_0 :

$$\frac{Pt_0}{P_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = P_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011 \times \left(1 + \frac{1,4-1}{2}0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011$$

Dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Tt_0 ;

$$\frac{Tt_0}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = T_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474 \times \left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474$$

b. Perhitungan State 2

Distate 2 data didapat dari FDR (Flight Data Recorder), yang berupa Tt_2, Pt_2, P_2 . Bisa diketahui properties distate 2 yang bersumber dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Bab 12 *Introdustion to Compressible Flow*.

$$Tt_2 = 318,2610 \text{ K}$$

$$Pt_2 = 0,9847 \text{ bar}$$

$$P_2 = 0,9828 \text{ bar}$$

- Dari Pt_2, P_2 yang sudah diketahui kita bisa mencari \dot{m}_i ,

Tabel 4.9 Data \dot{m}_i Kondisi Idle Before MRO

\dot{m}_i		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN

P_{t2}	0,9847	bar
P_2	0,9828	bar
P_{t2}/P_2	1,0020	
M_2	0,0530	
T_2	318,0821	K
a_2	357,4988	m/s
C_2	18,9586	m/s
\dot{m}_i	14,3922	kg/s

Dengan P_{t2}, P_2 yang sudah diketahui dari data FDR dan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21a) maka nilai M_2 diperoleh;

$$\frac{P_{t2}}{P_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{P_{t2}}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left((1,0020)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = 0,0530$$

Lalu dengan diketahui M_2 dapat menentukan dari T_2 dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{T_{t2}}{T_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$T_2 = \frac{Tt_2}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)}$$

$$T_2 = \frac{318,2610}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0,0530^2\right)}$$

$$T_2 = 318,0821 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_2 , bisa menentukan a_2 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_2 = \sqrt{kRT_2}$$

$$a_2 = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 318,0821 \times 1000}$$

$$a_2 = 357,4988$$

Dengan diketahui a_2 dan M_2 maka bisa ditentukan C_2 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13).

$$M_2 = \frac{C_2}{a_2}$$

$$C_2 = M_2 \times a_2$$

$$C_2 = 0,0530 \times 357,4988$$

$$C_2 = 18,9586 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_2 bisa mencari nilai \dot{m} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m} = \rho CA$$

$$\dot{m}_i = \rho C_2 A_i$$

$$\dot{m}_i = 1,2371 \times 18,9586 \times 0,6136$$

$$\dot{m}_i = 14,3922 \frac{kg}{s}$$

c. Perhitungan state 13

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Fan pressure ratio* (FPR) didapat sebesar 3,12. Maka properties distate 13 bisa diketahui sebgaia berikut:

Menggunakan *pressure ratio* maka Pt_{13} diketahui;

$$\frac{Pt_{13}}{Pt_2} = FPR$$

$$Pt_{13} = Pt_2 \times FPR$$

$$Pt_{13} = 0,9847 \times 3,12$$

$$Pt_{13} = 3,0723 \text{ bar}$$

Dengan *polytropic efficiency equation* (2.15) didapat Tt_{13} ,

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega f}}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{\eta_f} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,87} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3284$$

$$\frac{Tt_{13}}{Tt_2} = \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = Tt_2 \times \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = 318,2610 + (3,12)^{0,3284}$$

$$Tt_{13} = 462,4527 \text{ K}$$

d. Perhitungan state 3

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Compressor pressure ratio (CPR)* didapat sebesar 8,02. Maka properties disatet 3 bisa diketahui sebgaia berikut:

$$\frac{Pt_3}{Pt_{13}} = CPR$$

$$Pt_3 = Pt_{13} \times CPR$$

$$Pt_3 = 3,0723 \times 8,02$$

$$Pt_3 = 24,6400 \text{ bar}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.15) didapat Tt_3 ;

$$\begin{aligned} \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \left(\frac{k-1}{k\eta_{oc}}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \frac{1}{0,85} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= 0,3361 \\ \frac{Tt_3}{Tt_{13}} &= \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}} \\ Tt_3 &= Tt_{13} \times \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}} \\ Tt_3 &= 462,4527 + (8,02)^{0,3361} \\ Tt_3 &= 931,0897 \text{ K} \end{aligned}$$

e. Perhitungan state 4

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 761,6904 K. Maka properties distate4 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure ratio equation* (2.11) didapat $Tt_3 - Tt_{13}$;

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{Tt_{13}}{\eta_c} \left(\left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{462,4527}{0,85} \left((8,02)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = 442,1810 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tcH} = \frac{cp_{air}(Tt_3 - Tt_{13})}{\eta_m}$$

$$W_{tcH} = \frac{1,005 \times 442,1810}{0,99}$$

$$W_{tcH} = 448,8807 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{W_{tcH}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{448,8807}{1,148}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = 391,0111 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_4 - Tt_{4.5}$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_4 ;

$$Tt_4 = Tt_{4.5} + (Tt_4 - Tt_{4.5})$$

$$Tt_4 = 761,6904 + 391,0111$$

$$Tt_4 = 1152,7015 \text{ K}$$

Dan nilai pressure Pt_4 dengan pressure loses sebesar 8 persen dari Pt_3 ;

$$Pt_4 = Pt_3 - (Pt_3 \times \Delta P_b)$$

$$Pt_4 = 24,6400 - (24,6400 \times 0,08)$$

$$Pt_4 = 22,6688 \text{ bar}$$

f. Perhitungan state 4.5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 761,6904 K. Maka properties distate 4.5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat $Pt_{4.5}$;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_4}{Tt_{4.5}} = \left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = \left(\frac{Tt_4}{Tt_{4.5}}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = \left(\frac{1152,7015}{761,6904} \right)^{\left(\frac{1}{0,2123} \right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = 7,0373 \text{ bar}$$

Sehingga $Pt_{4.5}$;

$$Pt_{4.5} = \frac{Pt_4}{\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}}$$

$$Pt_{4.5} = \frac{22,6688}{7,0373}$$

$$Pt_{4.5} = 3,2213 \text{ bar}$$

g. Perhitungan state 5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 761,6904 K. Maka properties distate 5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure rasio equation* (2.11) didapat $Tt_{13} - Tt_2$;

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{Tt_2}{\eta_f} \left(\left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{318,2610}{0,87} \left((3,12)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = 140,5332 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tCL} = \frac{cp_{air}(Tt_{13} - Tt_2)}{\eta_m}$$

$$W_{tCL} = \frac{1,005 \times 140,5332}{0,99}$$

$$W_{tCL} = 142,6625 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{W_{tCL}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{142,6625}{1,148}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = 124,2705 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_{4.5} - Tt_5$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_5 ;

$$Tt_5 = Tt_{4.5} - (Tt_{4.5} - Tt_5)$$

$$Tt_5 = 761,6904 - 124,2705$$

$$Tt_5 = 637,4200 \text{ K}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat Pt_5 ;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t k} - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5} = \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{761,6904}{637,4200}\right)^{\left(\frac{1}{0,2123}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = 2,3136 \text{ bar}$$

Sehingga Pt_5 ;

$$Pt_5 = \frac{Pt_4}{\left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}\right) \times \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)}$$

$$Pt_5 = \frac{22,6688}{7,0373 \times 2,3136}$$

$$Pt_5 = 1,3923 \text{ bar}$$

h. Perhitungan state 6

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 6 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_6 ;

$$Tt_5 = Tt_6 = 637,4200 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_6 ;

$$Pt_6 = Pt_5 = 1,3923 \text{ bar}$$

i. Perhitungan state 16

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 16 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_{16} ;

$$Tt_{13} = Tt_{16} = 462,4527 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_{16} ;

$$Pt_{16} = Pt_{13} = 3,0723 \text{ bar}$$

j. Perhitungan state 6A

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley, dan Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. dan dari data sheet FDR didapat $M_6 = 0,5$ dan $Pt_{6A} = 1,0372$ bar. Maka properties distate 6A bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan bypass rasio dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. Didapat bypass rasio 0,6:1. Maka \dot{m}_{cold} ;

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times 14,3922$$

$$\dot{m}_{cold} = 8,6353 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Sedangkan \dot{m}_{hot} ;

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times 14,3922$$

$$\dot{m}_{hot} = 5,7569 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Feul/ air didapat dari *feul/air rasio* 68;

$$f = \frac{\dot{m}_{feul}}{\dot{m}_{hot}}$$

$$f = \frac{0,1465}{5,7569}$$

$$f = 0,0254$$

Temperature 6a didapat dengan *equations* antara *the properties mixture of gases* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$cp_{mix} = \frac{\dot{m}_{cold}cp_{air} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}}{(\dot{m}_c + \dot{m}_h)}$$

$$cp_{mix} = \frac{(8,6353 \times 1,005) + (5,7569(1 + 0,0254) \times 1,148)}{(8,6353 + 5,7569)}$$

$$cp_{mix} = 1,0132 \frac{KJ}{kg}K$$

Temperature 6A didapat dengan *enthalpy balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$\dot{m}_{cold}cp_{air}Tt_{16} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}Tt_6 = \dot{m}_{mix}cp_{mix}Tt_{6A}$$

$$Tt_{6A} = \frac{\dot{m}_{cold}cp_{air}Tt_{16} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}Tt_6}{\dot{m}_{mix}cp_{mix}}$$

$$Tt_{6A} = \frac{(8,6353 \times 1,005 \times 462,4527) + (5,7569(1 + 0,0254)1,148 \times 637,4200)}{14,5387 \times 1,0132}$$

$$Tt_{6A} = 565,7212 K$$

A distate 6 dan 16 didapat dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* yaitu dari gambar skema engine F100-PW-220. Berikut ini a dari state 6 dan 16;

Tabel 4.10 DataA6 dan A16 Kondisi Idle Before MRO

A ₆ dan A ₁₆					
SKALA 1 : 4,1372					
STATE	D _{GAMBAR} (mm)	D _{REAL} (mm)	A _{GAMBAR} (mm ²)	A _{REAL} (mm)	A (m ²)
<i>Cone Nozzle</i>	72,960	301,853	71561,839	71561,839	0,072
6	176,050	728,362	416662,009	345100,169	0,345
16	224,630	929,349	678339,893	261677,884	0,262

A₆ dan A₁₆ didapat dari perhitungan dibawah ini;

- A_{GAMBAR STATE 6}

$$D_{REAL STATE 6} = D_{GAMBAR STATE 6} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 6} = 176,050 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 6} = 728,362 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 6}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{728,362^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = 416662,009 \text{ mm}^2$$

- A_{GAMBAR CONE NOZZLE}

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = D_{GAMBAR CONE NOZZLE} \times SKALA$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 72,960 \times 4,1372$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 301,853 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = \pi \times \frac{D_{REAL CONE NOZZLE}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR}CONE\ NOZZLE = \pi \times \frac{301,853}{4}$$

$$A_{GAMBAR}CONE\ NOZZLE = 71561,839\ mm^2$$

- $A_{GAMBAR}STATE\ 16$

$$D_{REAL}STATE\ 16 = D_{GAMBAR}STATE\ 16 \times SKALA$$

$$D_{REAL}STATE\ 16 = 224,630 \times 4,1372$$

$$D_{REAL}STATE\ 16 = 929,349\ mm$$

$$A_{GAMBAR}STATE\ 16 = \pi \times \frac{D_{REAL}STATE\ 16^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR}STATE\ 16 = \pi \times \frac{929,349^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR}STATE\ 16 = 678339,893\ mm^2$$

- A_6

$$A_{REAL}STATE\ 6 = A_{GAMBAR}STATE\ 6 - A_{GAMBAR}CONE\ NOZZLE$$

$$A_{REAL}STATE\ 6 = 416662,009 - 71561,839$$

$$A_{REAL}STATE\ 6 = 345100,169\ mm^2$$

$$A_6 = 0,345\ m^2$$

- A_{16}

$$A_{REAL}STATE\ 16 = A_{GAMBAR}STATE\ 16 - A_{GAMBAR}STATE\ 6$$

$$A_{REAL}STATE\ 16 = 678339,893 - 416662,009$$

$$A_{REAL}STATE\ 16 = 261677,884\ mm^2$$

$$A_{16} = 0,262 \text{ m}^2$$

Untuk daerah *mixing properties* didapat dengan cara iterasi meunggunakan *momentum balancedi mixing of hot and cold streams* hal 127;

Sehingga harus diketahui *propeties state* 6 dan 16 sebelum melakukan iterasi untuk menentukan *propeties* di state 6A;

- Properties state 6

Tabel 4.11 Data Properties State 6 Kondisi Idle Before MRO

PROPERTIES STATE 6		
STATE 6	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
M_6	0,5	
P_6	1,1826	bar
T_6	611,9476	K
A_6	0,3451	m^2
a_6	483,8527	m/s
C_6	241,9263	m/s
ρ_6	0,0707	KJ/Kg K

Dengan diketahui Pt_6 data sheet dan M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat P_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21a);

$$\frac{Pt_6}{P_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_6 = \frac{Pt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

$$P_6 = \frac{1,3923}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}}$$

$$P_6 = 1,1826 \text{ bar}$$

Dengan diketahui Tt_6 dari perhitungan *enthalpy balance*, M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_6}{T_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)$$

$$T_6 = \frac{Tt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)}$$

$$T_6 = \frac{637,4200}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)}$$

$$T_6 = 611,9476 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_6 , bisa menentukan a_6 dengan *Propagation of Sound Wave equation* (12.18);

$$a_6 = \sqrt{kRT_6}$$

$$a_6 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 611,9476 \times 1000}$$

$$a_6 = 483,8527 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_6 dan M_6 maka bisa ditentukan C_6 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6}$$

$$C_6 = M_6 \times a_6$$

$$C_6 = 0,5 \times 483,8527$$

$$C_6 = 241,9263 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_6 bisa mencari nilai ρ_6 menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{hot} = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\dot{m}_{hot}(1 + f) = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\rho_6 = \frac{\dot{m}_h(1 + f)}{C_6 A_6}$$

$$\rho_6 = \frac{5,7569(1 + 0,0254)}{241,9263 \times 0,3451}$$

$$\rho_6 = 0,0707 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

- Properties state 16

Tabel 4.12 Data Properties State 16 Kondisi Idle Before MRO

PROPERTIES STATE 16

STATE 16	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
M_{16}	1,2522	
P_{16}	1,1826	bar
T_{16}	352,0483	K
A_{16}	0,2617	m ²
a_{16}	376,1024	m/s
C_{16}	470,9591	m/s
ρ_{16}	0,0701	KJ/Kg K

Dengan aliran yang di P_{16} yang uniform across duct di state 6 dan 16 di *mixing of hot and cold streams* hal 127, maka nilai $P_{16} = P_{16}$, maka didapat M_{16} dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Pt_{16}}{P_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_{16}}{P_{16}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left(\left(\frac{3,0723}{1,1826} \right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = 1,2522$$

Dengan diketahui Tt_{16} dan M_{16} maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_{16}}{T_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)$$

$$T_{16} = \frac{Tt_{16}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)}$$

$$T_{16} = \frac{462,4527}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 1,2522^2\right)}$$

$$T_{16} = 352,0483 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_{16} , bisa menentukan a_{16} dengan *Propagation of Sound Wave* equation (12.18);

$$a_{16} = \sqrt{kRT_{16}}$$

$$a_{16} = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 352,0483 \times 1000}$$

$$a_{16} = 376,1024 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_{16} dan M_{16} maka bisa ditentukan C_{16} dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_{16} = \frac{C_{16}}{a_{16}}$$

$$C_{16} = M_{16} \times a_{16}$$

$$C_{16} = 1,2522 \times 376,1024$$

$$C_{16} = 470,9591 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_{16} bisa mencari nilai ρ_{16} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m}_c = \rho_{16} C_{16} A_{16}$$

$$\rho_{16} = \frac{\dot{m}_c}{C_{16} A_{16}}$$

$$\rho_{16} = \frac{8,6353}{470,9591 \times 0,2617}$$

$$\rho_{16} = 0,0701 \frac{kJ}{kg}$$

Dengan *momentum balance di mixing hot and cold streams* hal 127, maka didapat:

Tabel 4.13 Data Momentum Balance Kondisi Idle Before MRO

MOMENTUM BALANCE	
STATE	IDLE BEFOR MRO
$(\dot{m}_h (1+f)C_6 + P_6A_6)$	1428,5884
$(\dot{m}_c C_{16} + P_{16}A_{16})$	4067,1948
$(\dot{m}_{hot} (1+f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold} C_{16} + P_{16}A_{16})$	5495,7832

Dimana *momentum balance*;

$$(\dot{m}_{hot} (1+f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold} C_{16} + P_{16}A_{16}) = (\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A})$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A} =$$

$$(5,7569(1 + 0,0254) \times 241,9263 + 1,1826 \times 0,345)$$

$$+(8,6353 \times 470,9591 + 1,1826 \times 0,2617)$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A} A_{6A} = 5495,7832$$

Dengan iterasi setiap kenaikan 0,1 Mach Number di *mixing hot and cold streams equaitons* 8 hal 128. Didapat properties distate 6A sebagai berikut;

Tabel 4.14 Data Properties 6A Kondisi Idle Before MRO

PROPERTIES STATE 6A		
STATE 6A	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
M_{6A}	0,8616	
P_{6A}	0,6506	bar
T_{6A}	503,3903	K
C_{6A}	377,9617	m/s
ρ_{6A}	0,0352	KJ/Kg K

k. Perhtiunga state 7

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan *local isentropic stagnation propeties* didapat properties 6A=7= constant. Sebagai berikut;

$$Pt_{6A} = Pt_7 = 1,0372 \text{ bar}$$

$$Tt_{6A} = Tt_7 = 565,7212 \text{ K}$$

Tabel 4.15 Data Properties 7 Kondisi Idle Before MRO

PROPERTIES STATE 7		
STATE 7	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
M_7	0,8616	

P_7	0,6506	bar
T_7	503,3903	K
C_7	377,9617	m/s
ρ_7	0,0352	KJ/Kg K

1. Perhitungan state 9

Dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing. Diketahui presentase dari A_j properties dari state 9. Maka properties distate 9 bisa diketahui sebagai berikut:

Dari presentase A_j bisa diketahui luasan didaerah throat. Diameter dari throat dan divergen bersumber dari dirvegen sizing area *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

- Diameter A_8 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 33,7 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.16 Data A_8 Kondisi Idle Before MRO

A 8		
AJ THROAT	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
0	0,5613	m
86,2320	0,8154	m
100	0,8560	m
A 8	0,5222	m ²

Diameter dari A_8 didapat dari interpolasi;

$$D_8 = 0,5613 + \frac{(86,2320 - 0)}{(100 - 0)} (0,8560 - 0,56213)$$

$$D_8 = 0,8154 \text{ m}$$

Maka luasan A_8

$$A_8 = \pi \times \frac{D_8^2}{4}$$

$$A_8 = \pi \times \frac{0,8154^2}{4}$$

$$A_8 = 0,5222 \text{ m}^2$$

- Diameter A_9 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 40,1 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.17 Data A_9 Kondisi Idle Before MRO

A 9		
AJ DIRVERGEN	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
0	0,5613	m
86,2320	0,9577	m
100	1,0210	m
A 9	0,7202	m ²

Diameter dari D_9 didapat dari interpolasi;

$$D_9 = 0,5613 + \frac{(86,2320 - 0)}{(100 - 0)} (1,0210 - 0,56213)$$

$$D_9 = 0,9577 \text{ m}$$

Maka luasan A_9 ;

$$A_9 = \pi \times \frac{D_9^2}{4}$$

$$A_9 = \pi \times \frac{0,9577^2}{4}$$

$$A_9 = 0,7202 \text{ m}^2$$

Dengan menggunakan rasio luasan di Appendix E Compressible Flow Functions dibuku *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. Didapat M_9 berikut;

$$\frac{A}{A^*}$$

$$\frac{A_9}{A_8} = 1,3792$$

Dari rasio luasan didapat M_9 dengan interpolasi sebagai berikut;

Tabel 4.18 Data M State 9 Kondisi Idle Before MRO

M STATE 9	
A/A^*	M
1,3862	0,4800
1,3792	0,4834
1,3653	0,4900

$$M_9 = 0,4800 + \frac{(1,3792 - 1,3862)}{(1,3653 - 1,3862)} (0,4900 - 0,4800)$$

$$M_9 = 0,4834$$

Dengan diketahui M_9 , didapat properties di state 9;

Tabel 4.19 Data Properties State 9 Kondisi Idle Before MRO

PROPERTIES STATE 9		SATUAN
Pt_9/P_9	1,1650	
P_a	1,0011	bar
P_9	2,6942	bar
Pt_9	3,1388	bar
T_9	544,5391	K
a_9	456,4262	m/s
C_j	220,6144	m/s

Dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b) menggunakan M_9 , didapat Pt_9/P_9

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4834^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$\frac{Pt_9}{P_9} = 1,1650$$

Dengan diketahui Pt_9/P_9 bisa didapat P_9 menggunakan parametric cycle analysis of real engines equation (7-86b).

Tabel 4.20 Data Pressure Rasio Kondisi Idle Before MRO

PRESSURE RASIO

STATE	IDLE BEFORE MRO
π_r	1
π_d	0,984
π_f	3,120
π_{cH}	25,022
π_b	0,920
π_{tH}	0,142
π_{tL}	0,432
π_m	0,745
π_n	0,97

Dimana;

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \frac{P_a}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n$$

$$P_9 = \frac{P_a \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n}{\frac{Pt_9}{P_9}}$$

$$P_9 =$$

$$(1,0011 \times 1 \times 0,984 \times 3,120 \times 25,002 \times 0,920 \\ \times 0,142 \times 0,432 \times 0,745 \\ \times 0,97) / (1,1650)$$

$$P_9 = 2,6942 \text{ bar}$$

Dengan diketahui P_9 maka bisa didapat Pt_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation properies equation* (12.21b);

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_{t_9} = P_9 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_{t_9} = 2,6942 \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4834^2 \right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$P_{t_9} = 3,1388 \text{ bar}$$

Dengan M_9 dapat diperoleh T_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation propriesequation* (12.21b);

$$\frac{T_{t_9}}{T_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)$$

$$T_9 = \frac{T_{t_9}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)}$$

$$T_9 = \frac{565,7212}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4834^2 \right)}$$

$$T_9 = 544,5391 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_9 , bisa menentukan a_9 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.18);

$$a_9 = \sqrt{kRT_9}$$

$$a_9 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 544,5391 \times 1000}$$

$$a_9 = 456,4262 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_9 dan M_9 maka bisa ditentukan C_9 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_9 = \frac{C_9}{a_9}$$

$$C_9 = M_9 \times a_9$$

$$C_9 = 0,4834 \times 456,4262$$

$$C_j = C_9 = 220,6144 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

m. Perhitungan Thrust

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Yang didapat keadaan nozzle under-expanded atau over-expanded. Maka Thrust bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.21 Data Thrust Kondisi Idle Before MRO

THRUST		
STATE	IDLE BEFORE MRO	SATUAN
\dot{m}_{mix}	14,5387	kg/s
C_a	0,0000	m/s
C_j	220,6144	m/s
P_a	1,0011	bar
P_9	2,6942	bar
A_j	0,7202	m ²
F	3208,6652	N

Dengan $P_9 > P_a$ maka keadaan nozzle under-expanded menurut buku *Elements Of Gas Turbine Propulsion* bab 3 hal 172., sehingga thrust didapat;

$$F = \dot{m}_{mix}(C_j - C_a) + A_j(P_9 - P_a)$$

$$F = 14,5387(220,6144 - 0) + 0,7202(2,6942 - 1,0011)$$

$$F = 3208,6652 \text{ N}$$

n. Perhitungan SFC

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka SFC bisa diketahui sebagai berikut

Tabel 4.22 Data SFC Kondisi Idle Before MRO

SFC		SATUAN
STATE	IDLE BEFOR MRO	
$\dot{m}_{feul\ total}$	0,1465	kg/s
F	3208,6652	N
SFC	0,1643	kg/N.h

Dengan menggunakan SFC di bab 2 hal 71;

$$SFC = \frac{\dot{m}_{feul\ total}}{F}$$

$$SFC = \frac{0,1465 \times 3600}{3208,6652}$$

$$SFC = 0,1643 \frac{\text{kg}}{\text{N}} \cdot \text{h}$$

4.6 Perhitungan Kondisi Idle After MRO

Dimana data didapat dari Engine Test Cell bisa menentukan pressure dan temperature tiap state.

Tabel 4.23 Data Kondisi Idle After MRO

DATA DIKETAHUI

STATE	IDLE AFTER MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_2	0,9828	bar
P_{t2}	1,0001	bar
T_{t2}	319,3896	K
$FTIT\ 1$	724,9290	K
$FTIT\ 2$	738,6500	K
$FTIT\ 3$	758,5820	K
$FTIT\ 4$	673,8190	K
$FTIT\ 5$	696,3950	K
$FTIT\ 6$	712,2140	K
$FTIT\ 7$	736,0060	K
$FTIT\ AVG$	720,0850	K
P_{t6}	1,0318	bar
N_2	9538,3300	rpm
N_1	4415,9500	rpm
AJ	86,3836	%
EPR	1,0317	
\dot{m}_{feul}	0,1346	kg/s
\dot{m}_{feulAC}	0,0640	kg/s
\dot{m}_{feulAD}	0,0581	kg/s

Pressure dan temperature tiap state dapat dilihat sebagai berikut;

Tabel 4.24 Data Pressure Tiap State Kondisi Idle After MRO

KONDISI PRESSURE TIAP STATE		
STATE	IDLE AFTER MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_{t0}	1,0011	bar

<i>Pt</i> ₂	1,0001	bar
<i>P</i> ₂	0,9828	bar
<i>Pt</i> ₁₃	3,1204	bar
<i>Pt</i> ₃	25,0255	bar
<i>Pt</i> ₄	23,0235	bar
<i>Pt</i> _{4.5}	2,9684	bar
<i>Pt</i> ₅	1,2121	bar
<i>Pt</i> ₁₆	3,1204	bar
<i>Pt</i> ₆	1,1515	bar
<i>Pt</i> _{6A}	1,0182	bar
<i>Pt</i> ₇	1,0182	bar
<i>Pt</i> ₈		bar
<i>Pt</i> ₉	3,2436	bar

Tabel 4.25 Data Temperature Tiap State Kondisi Idle After MRO

KONDISI TEMPERATURE TIAP STATE		
STATE	IDLE AFTER MRO	SATUAN
<i>T</i> ₀	287,4740	K
<i>Tt</i> ₀	287,4740	K
<i>Tt</i> ₂	319,3896	K
<i>Tt</i> ₁₃	464,0927	K
<i>Tt</i> ₃	855,7341	K
<i>Tt</i> ₄	1112,4827	K
<i>Tt</i> _{4.5}	720,0850	K
<i>Tt</i> ₅	595,3739	K
<i>Tt</i> ₁₆	464,0927	K
<i>Tt</i> ₆	595,3739	K
<i>Tt</i> _{6A}	515,0795	K
<i>Tt</i> ₇	515,0795	K
<i>Tt</i> ₈	515,0795	K
<i>Tt</i> ₉	515,0795	K

Kondisi tiap state dari temperatur dan pressure stagnasi bisa diketahui dengan menggunakan nilai konstanta. Sebagai berikut;

Tabel 4.26 Data Nilai Konstanta Yang Diketahui Kondisi Idle After MRO

NILAI KETENTUAN		SATUAN
η_f	0,87	%
η_c, η_t	0,85	%
η_m	0,99	%
η_n, η_j	0,95	%
η_b	0,98	%
ΔP_b	0,08	%
k_{air}	1,4	-
k_{gas}	1,333	
R	0,2870	KJ/Kg K
ρ_{air}	1,2371	Kg/m ³
$c_{p_{air}}$	1,005	KJ/Kg K
$c_{p_{gas}}$	1,148	KJ/Kg K
$c_{p_{mix}}$	1,0061	KJ/Kg K
R_{cold}	0,2870	KJ/Kg K
C_a	0	m/s
a	339,9048	m/s
M_o	0	
D_{inlet} (")	34,8	inchi
D_{inlet} (m)	0,8839	m
$D_{AB MAX}$ (")	46,5	inchi
$D_{AB MAX}$ (m)	1,1811	m
A_{inlet}	0,6136	m ²
$A_{AB MAX}$	1,0956	m ²

Dimana konstanta didapat dari;

- η_f didapat dari Abdul-Nabe, Rana Adil and Tariq, Mohammad. 2014. *Thermal Analysis Of A Gas Turbine Cycle For A Turbojet Engine*. International Journal Of Advanced Research In Engineering And Technology (IJARET). Allahabad India.
- η_c , dan η_t didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 compressor and turbine efficiencies hal 56.
- η_m didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 mechanical losses hal 66.
- η_j/η_n didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 3 propelling nozzles hal 108
- η_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 combustion efisiensi hal 68.
- ΔP_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 pressure losses hal 61
- $c_{p_{air}}$, $c_{p_{gas}}$, $c_{p_{mix}}$, k_{air} , k_{gas} , dan R didapat dari buku dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley bab 2 variation of specific heat hal 66.

- ρ_{air} , a , didapat dari tabel ISA dengan ketinggian 104 mdpl. Dengan menggunakan interpolasi.
- C_a , M_0 didapat dari a , dengan ketinggian 104 mdpl dan keadaan Engine statis.
- A_{inlet} , dan $A_{AB\ MAX}$ didapat dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

a. Perhitungan State 0

Pengujian yang dilakukan di ketinggian 104 mdpl, berada di Skatek 042. Sehingga kondisi 0 didapat dari ISA tabel.

Tabel 4.27 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi Idle After MRO

ISA TABEL				
Altitude	P_0	T_0	ρ/ρ_0	a
0	1,0133	288,1500	1	340,3
104	1,0011	287,4740	0,990203	339,9048
500	0,9546	284,9000	0,9529	338,4

Dengan cara interpolasi didapat pressure, kecepatan suara dan temperature statis di ketinggian 104mdpl.

$$P_0 = 1,0133 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)} (0,9546 - 1,0133)$$

$$P_0 = 1,0011 \text{ bar}$$

$$T_0 = 288,15 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)} (284,9 - 288,15)$$

$$T_0 = 287,474 \text{ K}$$

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Pt_0 ;

$$\frac{Pt_0}{P_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = P_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011 \times \left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011$$

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Tt_0 ;

$$\frac{Tt_0}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = T_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474 \times \left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474$$

b. Perhitungan State 2

Distate 2 data didapat dari FDR (Flight Data Recorder), yang berupa Tt_2, Pt_2, P_2 . Bisa diketahui properties distate 2 yang bersumber dari buku Pritchard, Philip J., 2011.

Introduction To Fluid Mechanic. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Bab 12 Introduction to Compressible Flow.

$$Tt_2 = 319,3896 \text{ K}$$

$$Pt_2 = 1,0001 \text{ bar}$$

$$P_2 = 0,9828 \text{ bar}$$

- Dari Pt_2, P_2 yang sudah diketahui kita bisa mencari \dot{m}_i ,

Tabel 4.28 Data \dot{m}_i Kondisi Idle After MRO

\dot{m}_i		
STATE	IDLE AFTER MRO	SATUAN
Pt_2	1,0001	bar
P_2	0,9828	bar
Pt_2/P_2	1,0176	
M_2	0,1583	
T_2	317,7974	K
a_2	357,3387	m/s
C_2	56,5581	m/s
\dot{m}_i	42,9354	kg/s

Dengan Pt_2, P_2 yang sudah diketahui dari data FDR dan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21a) maka nilai M_2 diperoleh;

$$\frac{Pt_2}{P_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_2}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left((1,0176)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = 0,1583$$

Lalu dengan diketahui M_2 dapat menentukan dari T_2 dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_2}{T_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)$$

$$T_2 = \frac{Tt_2}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)}$$

$$T_2 = \frac{319,3896}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0,1583^2 \right)}$$

$$T_2 = 317,7974 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_2 , bisa menentukan a_2 dengan *Propagation of Sound Wave equation* (12.18);

$$a_2 = \sqrt{kRT_2}$$

$$a_2 = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 317,7974 \times 1000}$$

$$a_2 = 357,3387$$

Dengan diketahui a_2 dan M_2 maka bisa ditentukan C_2 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13).

$$M_2 = \frac{C_2}{a_2}$$

$$C_2 = M_2 \times a_2$$

$$C_2 = 0,1583 \times 357,3387$$

$$C_2 = 56,5581 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_2 bisa mencari nilai \dot{m}_i menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m} = \rho CA$$

$$\dot{m}_i = \rho C_2 A_i$$

$$\dot{m}_i = 1,2371 \times 56,5581 \times 0,6136$$

$$\dot{m}_i = 42,9354 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

c. Perhitungan state 13

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Fan pressure rasio* (FPR) didapat sebesar 3,12. Maka properties distate 13 bisa diketahui sebgaia berikut:

Menggunakan *pressure rasio* maka P_{t13} diketahui;

$$\frac{Pt_{13}}{Pt_2} = FPR$$

$$Pt_{13} = Pt_2 \times FPR$$

$$Pt_{13} = 1,0001 \times 3,12$$

$$Pt_{13} = 3,1204 \text{ bar}$$

Dengan *polytropic efficiency equation* (2.15) didapat Tt_{13} ,

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega f}}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{\eta_f} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,87} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3284$$

$$\frac{Tt_{13}}{Tt_2} = \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = Tt_2 \times \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = 319,3896 + (3,12)^{0,3284}$$

$$Tt_{13} = 464,0927 \text{ K}$$

d. Perhitungan state 3

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Compressor pressure ratio*(CPR) didapat sebesar 8,02. Maka properties disatet 3 bisa diketahui sebgaia berikut:

$$\begin{aligned}\frac{Pt_3}{Pt_{13}} &= CPR \\ Pt_3 &= Pt_{13} \times CPR \\ Pt_3 &= 3,1204 \times 8,02 \\ Pt_3 &= 25,0255 \text{ bar}\end{aligned}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.15) didapat Tt_3 ;

$$\begin{aligned}\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \left(\frac{k-1}{k\eta_{oc}}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= \frac{1}{0,85} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air} \\ \left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} &= 0,2939 \\ \frac{Tt_3}{Tt_{13}} &= \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}} \\ Tt_3 &= Tt_{13} \times \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}} \\ Tt_3 &= 464,0927 \times (8,02)^{0,2939}\end{aligned}$$

$$Tt_3 = 855,7341 \text{ K}$$

e. Perhitungan state 4

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4,5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 720,0850 K. Maka properties distate4 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure ratio equation* (2.11) didapat $Tt_3 - Tt_{13}$;

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{Tt_{13}}{\eta_c} \left(\left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{464,0927}{0,85} \left((8,02)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = 443,7491 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tch} = \frac{cp_{air}(Tt_3 - Tt_{13})}{\eta_m}$$

$$W_{tch} = \frac{1,005 \times 443,7491}{0,99}$$

$$W_{tch} = 450,4725 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{W_{tch}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{450,4725}{1,148}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = 392,3977 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_4 - Tt_{4.5}$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_4 ;

$$Tt_4 = Tt_{4.5} + (Tt_4 - Tt_{4.5})$$

$$Tt_4 = 720,0850 + 392,3977$$

$$Tt_4 = 1112,4827 \text{ K}$$

Dan nilai pressure Pt_4 dengan pressure loses sebesar 8 persen dari Pt_3 ;

$$Pt_4 = Pt_3 - (Pt_3 \times \Delta P_b)$$

$$Pt_4 = 25,0255 - (25,0255 \times 0,08)$$

$$Pt_4 = 23,0235 \text{ bar}$$

f. Perhitungan state 4.5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 720,0850 K. Maka properties distate 4.5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat $Pt_{4,5}$;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\text{opt}} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_4}{Tt_{4,5}} = \left(\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}} = \left(\frac{Tt_4}{Tt_{4,5}}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}} = \left(\frac{1112,4827}{720,0850}\right)^{\left(\frac{1}{0,2123}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}} = 7,7562 \text{ bar}$$

Sehingga $Pt_{4,5}$;

$$Pt_{4,5} = \frac{Pt_4}{\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}}}$$

$$Pt_{4,5} = \frac{23,0235}{7,7562}$$

$$Pt_{4,5} = 2,9684 \text{ bar}$$

g. Perhitungan state 5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 720,0850 K. Maka properties distate 5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure rasio equation* (2.11) didapat $Tt_{13} - Tt_2$;

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{Tt_2}{\eta_f} \left(\left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{319,3896}{0,87} \left((3,12)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = 141,0316 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tCL} = \frac{cp_{air}(Tt_{13} - Tt_2)}{\eta_m}$$

$$W_{tCL} = \frac{1,005 \times 141,0316}{0,99}$$

$$W_{tCL} = 143,1684 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{W_{tCL}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{143,1684}{1,148}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = 124,7111 K$$

Dengan diketahui $Tt_{4.5} - Tt_5$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_5 ;

$$Tt_5 = Tt_{4.5} - (Tt_{4.5} - Tt_5)$$

$$Tt_5 = 720,0850 - 124,7111$$

$$Tt_5 = 595,3739 K$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat Pt_5 ;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5} = \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{761,6904}{595,3739} \right)^{\left(\frac{1}{0,2123} \right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = 2,4488 \text{ bar}$$

Sehingga Pt_5 ;

$$Pt_5 = \frac{Pt_4}{\left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} \right) \times \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} \right)}$$

$$Pt_5 = \frac{23, -235}{7,7562 \times 2,4488}$$

$$Pt_5 = 1,2121 \text{ bar}$$

h. Perhitungan state 6

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 6 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_6 ;

$$Tt_5 = Tt_6 = 595,3739 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_6 ;

$$Pt_6 = Pt_5 = 1,2121 \text{ bar}$$

i. Perhitungan state 16

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation properties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 16 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_{16} :

$$Tt_{13} = Tt_{16} = 464,0927 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_{16} :

$$Pt_{16} = Pt_{13} = 3,1204 \text{ bar}$$

j. Perhitungan state 6A

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley, dan Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. dan dari data sheet FDR didapat $M_6 = 0,5$ dan $Pt_{6A} = 1,0182 \text{ bar}$. Maka properties distate 6A bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan bypasa rasio dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. Didapat bypass rasio 0,6:1. Maka \dot{m}_{cold} :

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times 42,9354$$

$$\dot{m}_{cold} = 25,7612 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Sedangkan \dot{m}_{hot} :

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times 42,9354$$

$$\dot{m}_{hot} = 17,1741 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Feul/ air didapat dari *feul/air rasio* hal 68;

$$f = \frac{\dot{m}_{feul}}{\dot{m}_{hot}}$$

$$f = \frac{0,1346}{17,1741}$$

$$f = 0,0078$$

Temperature 6a didapat dengan *equations* antara *the properties mixture of gases* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$cp_{mix} = \frac{\dot{m}_{cold}cp_{air} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}}{(\dot{m}_{cold} + \dot{m}_{hot})}$$

$$cp_{mix} = \frac{(25,7612 \times 1,005) + (17,1741(1 + 0,0078) \times 1,148)}{(25,7612 + 17,1741)}$$

$$cp_{mix} = 1,0061 \frac{\text{KJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

Temperature 6a didapat dengan *enthalpy balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$\begin{aligned}
& \dot{m}_{cold}c_{p,air}T_{t_{16}} + \dot{m}_{hot}(1+f)c_{p,gas}T_{t_6} \\
& \qquad \qquad \qquad = \dot{m}_{mix}c_{p,mix}T_{t_{6A}} \\
T_{t_{6A}} & = \frac{\dot{m}_c c_{p,c} T_{t_{16}} + \dot{m}_h (1+f) c_{p,h} T_{t_6}}{\dot{m}_{mix} c_{p,mix}} \\
& \qquad \qquad \qquad T_{t_{6A}} = \\
& \qquad \qquad \qquad (25,7612 \times 1,005 \times 464,0927) + \\
& \qquad \qquad \qquad (17,1741(1 + 0,0078)1,148 \times 636,9793) \\
& \qquad \qquad \qquad \frac{43,0699 \times 1,0061}{43,0699 \times 1,0061} \\
& \qquad \qquad \qquad T_{t_{6A}} = 515,0795 K
\end{aligned}$$

A distate 6 dan 16 didapat dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* yaitu dari gambar skema engine F100-PW-220. Berikut ini a dari state 6 dan 16;

Tabel 4.29 Data A₆ dan A₁₆ Kondisi Idle After MRO

A ₆ dan A ₁₆					
SKALA 1 : 4,1372					
STATE	D _{GAMBAR} (mm)	D _{REAL} (mm)	A _{GAMBAR} (mm ²)	A _{REAL} (mm)	A (m ²)
<i>Cone</i>					
<i>Nozzle</i>	72,960	301,853	71561,839	71561,839	0,072
6	176,050	728,362	416662,009	345100,169	0,345
16	224,630	929,349	678339,893	261677,884	0,262

A₆ dan A₁₆ didapat dari perhitungan dibawah ini;

- A_{GAMBAR STATE 6}

$$D_{REAL STATE 6} = D_{GAMBAR STATE 6} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 6} = 176,050 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 6} = 728,362 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 6}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{728,362}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = 416662,009 \text{ mm}^2$$

- $A_{GAMBAR CONE NOZZLE}$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = D_{GAMBAR CONE NOZZLE} \times SKALA$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 72,960 \times 4,1372$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 301,853 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = \pi \times \frac{D_{REAL CONE NOZZLE}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = \pi \times \frac{301,853}{4}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = 71561,839 \text{ mm}^2$$

- $A_{GAMBAR STATE 16}$

$$D_{REAL STATE 16} = D_{GAMBAR STATE 16} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 16} = 224,630 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 16} = 929,349 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 16}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = \pi \times \frac{929,349}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = 678339,893 \text{ mm}^2$$

- A_6

$$A_{REAL}STATE\ 6 = A_{GAMBAR}STATE\ 6 - A_{GAMBAR}CONE\ NOZZLE$$

$$A_{REAL}STATE\ 6 = 416662,009 - 71561,839$$

$$A_{REAL}STATE\ 6 = 345100,169\text{ mm}^2$$

$$A_6 = 0,345\text{ m}^2$$

- A_{16}

$$A_{REAL}STATE\ 16 = A_{GAMBAR}STATE\ 16 - A_{GAMBAR}STATE\ 6$$

$$A_{REAL}STATE\ 16 = 678339,893 - 416662,009$$

$$A_{REAL}STATE\ 16 = 261677,884\text{ mm}^2$$

$$A_{16} = 0,262\text{ m}^2$$

Untuk daerah *mixing properties* didapat dengan cara iterasi meunggunakan *momentum balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127;

Sehingga harus diketahui *propeties state* 6 dan 16 sebelum melakukan iterasi untuk menentukan *properties* di state 6A;

- Properties state 6

Tabel 4.30 Data Properties State 6 Kondisi Idle After MRO

PROPERTIES STATE 6		
STATE 6	IDLE AFTER MRO	SATUAN
M_6	0,5	

P_6	0,9781	bar
T_6	571,5818	K
A_6	0,3451	m ²
a_6	467,6223	m/s
C_6	233,8111	m/s
ρ_6	0,2145	KJ/Kg K

Dengan diketahui Pt_6 data sheet dan M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat P_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21a);

$$\frac{Pt_6}{P_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_6 = \frac{Pt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

$$P_6 = \frac{1,1515}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}}$$

$$P_6 = 0,9781 \text{ bar}$$

Dengan diketahui Tt_6 dari perhitungan *enthalpy balance*, M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_6}{T_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)$$

$$T_6 = \frac{Tt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)}$$

$$T_6 = \frac{595,3739}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5^2\right)}$$

$$T_6 = 571,5818 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_6 , bisa menentukan a_6 dengan *Propagation of Sound Wave* equation (12.18);

$$a_6 = \sqrt{kRT_6}$$

$$a_6 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 571,5818 \times 1000}$$

$$a_6 = 467,6223 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_6 dan M_6 maka bisa ditentukan C_6 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6}$$

$$C_6 = M_6 \times a_6$$

$$C_6 = 0,5 \times 467,6223$$

$$C_6 = 233,8111 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_6 , bisa mencari nilai ρ_6 menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{hot} = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\dot{m}_{hot}(1 + f) = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\rho_6 = \frac{\dot{m}_{hot}(1 + f)}{C_6 A_6}$$

$$\rho_6 = \frac{17,1741(1 + 0,0078)}{233,8111 \times 0,3451}$$

$$\rho_6 = 0,2145 \frac{kJ}{kg} K$$

- Properties state 16

Tabel 4.31 Data Properties State 16 Kondisi Idle After MRO

PROPERTIES STATE 16		
STATE 16	IDLE AFTER MRO	SATUAN
M_{16}	1,4018	
P_{16}	0,9781	bar
T_{16}	333,1591	K
A_{16}	0,2617	m ²
a_{16}	365,8734	m/s
C_{16}	512,8797	m/s
ρ_{16}	0,1920	KJ/Kg K

Dengan aliran yang di P_{16} yang uniform across duct di state 6 dan 16 di *mixing of hot and cold streams* hal 127, maka nilai $P_{16} = P_{16}$, maka didapat M_{16} dengan

menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Pt_{16}}{P_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_{16}}{P_{16}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left(\left(\frac{3,1204}{0,9781} \right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = 1,4018$$

Dengan diketahui Tt_{16} dan M_{16} maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_{16}}{T_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)$$

$$T_{16} = \frac{Tt_{16}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)}$$

$$T_{16} = \frac{464,0927}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 1,2522_6^2\right)}$$

$$T_{16} = 333,1591 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_{16} , bisa menentukan a_{16} dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_{16} = \sqrt{kRT_{16}}$$

$$a_{16} = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 333,1591 \times 1000}$$

$$a_{16} = 365,8734 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_{16} dan M_{16} maka bisa ditentukan C_{16} dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_{16} = \frac{C_{16}}{a_{16}}$$

$$C_{16} = M_{16} \times a_{16}$$

$$C_{16} = 1,2969 \times 365,8734$$

$$C_{16} = 512,8797 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_{16} bisa mencari nilai ρ_{16} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{cold} = \rho_{16} C_{16} A_{16}$$

$$\rho_{16} = \frac{\dot{m}_{cold}}{C_{16} A_{16}}$$

$$\rho_{16} = \frac{25,7612}{512,8797 \times 0,2617}$$

$$\rho_{16} = 0,1920 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

Dengan *momentum balance di mixing hot and cold streams* hal 127, maka didapat:

Tabel 4.32 Data Momentum Balance Kondisi Idle After MRO

MOMENTUM BALANCE	
STATE	IDLE AFTER MRO
$(\dot{m}_{hot}(1+f)C_6+P_6A_6)$	4047,3094
$(\dot{m}_{cold}C_{16}+P_{16}A_{16})$	13212,6589
$(\dot{m}_{hot}(1+f)C_6+P_6A_6)+(\dot{m}_{cold}C_{16}+P_{16}A_{16})$	17259,9683

Dimana *momentum balance*;

$$(\dot{m}_{hot}(1+f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold}C_{16} + P_{16}A_{16}) = (\dot{m}_{mix}C_{6A} + P_{6A}A_{6A})$$

$$\dot{m}_{mix}C_{6A} + P_{6A}A_{6A} =$$

$$(17,1741(1 + 0,0078) \times 241,8427 + 0,9781 \times 0,345)$$

$$+(25,7612 \times 470,9591 + 0,9781 \times 0,2617)$$

$$\dot{m}_{mix}C_{6A} + P_{6A}A_{6A} = 17259,9683$$

Dengan iterasi setiap kenaikan 0,1 Mach Number di *mixing hot and cold streams* equaitons 8 hal 128. Didapat properties distate 6A sebagai berikut;

Tabel 4.33 Data Properties 6A Kondisi Idle After MRO

PROPERTIES STATE 6A		
STATE 6A	IDLE AFTER MRO	SATUAN
M_{6A}	0,9714	

P_{6A}	0,5679	bar
T_{6A}	445,0765	K
C_{6A}	400,7284	m/s
ρ_{6A}	0,0983	KJ/Kg K

k. Perhitungan state 7

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan *local isentropic stagnation properties* didapat properties 6A=7= constant. Sebagai berikut;

$$Pt_{6A} = Pt_7 = 1,0182 \text{ bar}$$

$$Tt_{6A} = Tt_7 = 515,0795 \text{ K}$$

Tabel 4.34 Data Properties 7 Kondisi Idle After MRO

PROPERTIES STATE 7		
STATE 7	IDLE AFTER MRO	SATUAN
M_7	0,9714	
P_7	0,5679	bar
T_7	445,0765	K
C_7	400,7284	m/s
ρ_7	0,0983	KJ/Kg K

l. Perhitungan state 9

Dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing. Diketahui presesntase dari A_j properteies dari

state 9. Maka properties distate 9 bisa diketahui sebagai berikut:

Dari presentase A_j bisa diketahui luasan didaerah throat. Diameter dari throat dan divergen bersumber dari dirvegen sizing area *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

- Diameter A_8 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 33,7 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.35 Data A_8 Kondisi Idle After MRO

A ₈		
AJ THROAT	IDLE AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
86,3836	0,8159	m
100	0,8560	m
A ₈	0,5228	m ²

Diameter dari A_8 didapat dari interpolasi;

$$D_8 = 0,5613 + \frac{(86,3836 - 0)}{(100 - 0)} (0,8560 - 0,56213)$$

$$D_8 = 0,8159 \text{ m}$$

Maka luasan A_8

$$A_8 = \pi \times \frac{D_8^2}{4}$$

$$A_8 = \pi \times \frac{0,8159^2}{4}$$

$$A_8 = 0,5228 \text{ m}^2$$

- Diameter A_9 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 40,1 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.36 Data A_9 Kondisi Idle After MRO

A ₉		
AJ DIRVERGEN	IDLE AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
86,3836	0,9584	m
100	1,0210	m
A ₉	0,7213	m ²

Diameter dari D_9 didapat dari interpolasi;

$$D_9 = 0,5613 + \frac{(86,3839 - 0)}{(100 - 0)} (1,0210 - 0,56213)$$

$$D_9 = 0,9584 \text{ m}$$

Maka luasan A_9 ;

$$A_9 = \pi \times \frac{D_9^2}{4}$$

$$A_9 = \pi \times \frac{0,9584^2}{4}$$

$$A_9 = 0,7213 \text{ m}^2$$

Dengan menggunakan rasio luasan di Appendix E Compressible Flow Functions dibuku *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. Didapat M_9 berikut;

$$\frac{A}{A^*}$$

$$\frac{A_9}{A_8} = 1,3797$$

Dari rasio luasan didapat M_9 dengan interpolasi sebagai berikut;

Tabel 4.37 Data M State 9 Kondisi Idle After MRO

STATE 9	
A/A*	M
1,3862	0,4800
1,3797	0,4831
1,3653	0,4900

$$M_9 = 0,4800 + \frac{(1,3797 - 1,3862)}{(1,3653 - 1,3862)} (0,4900 - 0,4800)$$

$$M_9 = 0,4831$$

Dengan diketahui M_9 , didapat properties di state 9;

Tabel 4.38 Data Properties State 9 Kondisi Idle After MRO

PROPERTIES STATE 9	SATUAN
P_{t9}/P_9	1,1649
P_a	1,0011 bar
P_9	2,7845 bar
P_{t9}	3,2436 bar
T_9	495,8117 K
a_9	435,5263 m/s

C_j	210,4090	m/s
-------	----------	-----

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) menggunakan M_9 , didapat P_{t9}/P_9

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4831^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = 1,1649$$

Dengan diketahui P_{t9}/P_9 bisa didapat P_9 menggunakan *parametric cycle analysis of real engines equation* (7-86b).

Tabel 4.39 Data Pressure Rasio Kondisi Idle After MRO

PRESSURE RASIO	
STATE	IDLE AFTER MRO
π_r	1
π_d	0,999
π_f	3,120
π_{cH}	25,022
π_b	0,920
π_{tH}	0,141
π_{tL}	0,431
π_m	0,765
π_n	0,97

Dimana;

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \frac{P_a}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n$$

$$P_9 = \frac{P_a \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n}{\frac{Pt_9}{P_9}}$$

$$P_9 =$$

$$(1,0011 \times 1 \times 0,999 \times 3,120 \times 25,022 \times 0,920 \\ \times 0,141 \times 0,431 \times 0,765 \\ \times 0,97)/(1,1649)$$

$$P_9 = 2,7845 \text{ bar}$$

Dengan diketahui P_9 maka bisa didapat Pt_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation properiesequation* (12.21b);

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = P_9 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = 2,7845 \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4831^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$Pt_9 = 3,2436 \text{ bar}$$

Dengan M_9 dapat diperoleh T_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation properiesequation* (12.21b);

$$\frac{Tt_9}{T_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)$$

$$T_9 = \frac{Tt_9}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)}$$

$$T_9 = \frac{515,0795}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,4831^2\right)}$$

$$T_9 = 495,8117 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_9 , bisa menentukan a_9 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_9 = \sqrt{kRT_9}$$

$$a_9 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 495,8117 \times 1000}$$

$$a_9 = 435,5263 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_9 dan M_9 maka bisa ditentukan C_9 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_9 = \frac{C_9}{a_9}$$

$$C_9 = M_9 \times a_9$$

$$C_9 = 0,4831 \times 435,5263$$

$$C_j = C_9 = 210,4090 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

m. Perhitungan Thrust

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Yang didapat keadaan nozzle under-expanded atau over-expanded. Maka Thrust bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.40 Data Thrust Kondisi Idle After MRO

THRUST		
STATE	IDLE AFTER MRO	SATUAN
\dot{m}_{mix}	43,0699	kg/s
C_a	0,0000	m/s
C_j	210,4090	m/s
P_a	1,0011	bar
P_9	2,7845	bar
A_j	0,7213	m ²
F	9063,590097	N

Dengan $P_9 > P_a$ maka keadaan nozzle under-expanded menurut buku *Elements Of Gas Turbine Propulsion* bab 3 hal 172., sehingga thrust didapat;

$$F = \dot{m}_{mix}(C_j - C_a) + A_j(P_9 - P_a)$$

$$F = 43,0699(210,4090 - 0) + 0,7213(2,7845 - 1,0011)$$

$$F = 9063,590097 \text{ N}$$

n. Perhitungan SFC

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition.

India : Dorling Kindersley. Maka SFC bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.41 Data SFC Kondisi Idle After MRO

SFC		SATUAN
STATE	IDLE BEFOR MRO	
$\dot{m}_{feul\ total}$	0,1346	kg/s
F	9063,5901	N
SFC	0,0535	kg/N.h

Dengan menggunakan SFC di bab 2 hal 71;

$$SFC = \frac{\dot{m}_{feul\ total}}{F}$$

$$SFC = \frac{0,1346 \times 3600}{9063,5901}$$

$$SFC = 00,0535 \frac{\text{kg}}{\text{N}} \cdot \text{h}$$

4.7 Perhitungan Kondisi Mill After MRO

Dimana data didapat dari Engine Test Cell bisa menentukan pressure dan temperature tiap state.

Tabel 4.42 Data kondisi Mill After MRO

DATA DIKETAHUI		
STATE	MILL AFTER MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_2	0,8819	bar
P_{t2}	1,0050	bar
T_{t2}	319,1959	K

<i>FTIT 1</i>	1225,0700	K
<i>FTIT 2</i>	1232,2030	K
<i>FTIT 3</i>	1313,3900	K
<i>FTIT 4</i>	1196,4520	K
<i>FTIT 5</i>	1240,9730	K
<i>FTIT 6</i>	1192,4230	K
<i>FTIT 7</i>	1240,9730	K
<i>FTIT AVG</i>	1234,4977	K
<i>Pt6</i>	2,7355	bar
<i>N2</i>	12781,4000	rpm
<i>N1</i>	10025,5000	rpm
<i>AJ</i>	1,7416	%
<i>EPR</i>	2,7207	
\dot{m}_{feul}	1,1555	kg/s
\dot{m}_{feulAC}	0,0634	kg/s
\dot{m}_{feulAD}	0,0581	kg/s

Pressure dan temperature tiap state dapat dilihat sebagai berikut;

Tabel 4.43 Data Pressure Tiap State kondisi Mill After MRO

KONDISI PRESSURE TIAP STATE		
STATE	MILL AFTER MRO	SATUAN
<i>P₀</i>	1,0011	bar
<i>Pt₀</i>	1,0011	bar
<i>Pt₂</i>	1,0050	bar
<i>P₂</i>	0,8819	bar
<i>Pt₁₃</i>	3,1357	bar
<i>Pt₃</i>	25,1486	bar
<i>Pt₄</i>	23,1367	bar
<i>Pt_{4.5}</i>	6,3108	bar

<i>Pt5</i>	3,8231	bar
<i>Pt16</i>	3,1357	bar
<i>Pt6</i>	3,8231	bar
<i>Pt6A</i>	2,7355	bar
<i>Pt7</i>	2,7355	bar
<i>Pt8</i>		bar
<i>Pt9</i>	8,2787	bar

Tabel 4.44 Data Temperature Tiap State kondisi Mill After MRO

KONDISI TEMPERATURE TIAP STATE		
STATE	MILL AFTER MRO	SATUAN
<i>T0</i>	287,4740	K
<i>Tt0</i>	287,4740	K
<i>Tt2</i>	319,1959	K
<i>Tt13</i>	463,8112	K
<i>Tt3</i>	933,8248	K
<i>Tt4</i>	1626,6574	K
<i>Tt4.5</i>	1234,4977	K
<i>Tt5</i>	1109,8622	K
<i>Tt16</i>	463,8112	K
<i>Tt6</i>	1109,8622	K
<i>Tt6A</i>	779,2528	K
<i>Tt7</i>	779,2528	K
<i>Tt8</i>	779,2528	K
<i>Tt9</i>	779,2528	K

Kondisi tiap state dari temperatur dan pressure stagnasi bisa dikethaui dengan menggunakan nilai konstata. Sebagai berikut;

Tabel 4.45 Data Nilai Konstata Yang Diketahui kondisi Mill After MRO

NILAI KETENTUAN		SATUAN
η_f	0,87	%
η_c, η_t	0,85	%
η_m	0,99	%
η_n, η_j	0,95	%
η_b	0,98	%
ΔP_b	0,08	%
k_{air}	1,4	-
k_{gas}	1,333	
R	0,2870	KJ/Kg K
ρ_{air}	1,2371	Kg/m ³
$c_{p_{air}}$	1,005	KJ/Kg K
$c_{p_{gas}}$	1,148	KJ/Kg K
$c_{p_{mix}}$	1,0129	KJ/Kg K
R	0,2870	KJ/Kg K
C_a	0	m/s
a	339,905	m/s
Mo	0	
D_{inlet} (")	34,8	inchi
D_{inlet} (m)	0,8839	m
$D_{AB MAX}$ (")	46,5	inchi
$D_{AB MAX}$ (m)	1,1811	m
A_{inlet}	0,6136	m ²
$A_{AB MAX}$	1,0956	m ²

Dimana konstata didapat dari;

- η_f didapat dari Abdul-Nabe, Rana Adil and Tariq, Mohammad. 2014. *Thermal Analysis Of A Gas Turbine Cycle For A Turbojet Engine*. International Journal Of Advanced Research In Engineering And Technology (IJARET). Allahabad India.

- η_c , dan η_t didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 compressor and turbine efficiencies hal 56.
- η_m didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 mechanical losses hal 66.
- η_j/η_n didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 3 propelling nozzles hal 108
- η_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 combustion efisiensi hal 68.
- ΔP_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 pressure losses hal 61
- $c_{p_{air}}$, $c_{p_{gas}}$, $c_{p_{mix}}$, k_{air} , k_{gas} , dan R didapat dari buku dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley bab 2 variation of spesific heat hal 66.
- ρ_{air} , a , didapat dari tabel ISA dengan ketinggian 104 mdpl. Dengan menggunakan interpolasi.
- C_a , M_0 didapat dari a , dengan ketinggian 104 mpdl dan keadaan Engine statis.
- A_{inlet} , dan $A_{AB MAX}$ didapat dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

a. Perhitungan State 0

Pengujian yang dilakukan di ketinggian 104 mdpl, berada di Skatek 042. Sehingga kondisi 0 didapat dari ISA tabel.

Tabel 4.46 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI kondisi Mill After MRO

ISA TABEL				
Altitude	P_0	T_0	ρ/ρ_0	a
0	1,0133	288,1500	1	340,3
104	1,0011	287,4740	0,990203	339,9048
500	0,9546	284,9000	0,9529	338,4

Dengan cara interpolasi didapat pressure, kecepatan suara dan temperature statis di ketinggian 104mdpl.

$$P_0 = 1,0133 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(0,9546 - 1,0133)$$

$$P_0 = 1,0011 \text{ bar}$$

$$T_0 = 288,15 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(284,9 - 288,15)$$

$$T_0 = 287,474 \text{ K}$$

Dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Pt_0 ;

$$\frac{Pt_0}{P_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = P_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011 \times \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011$$

Dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Tt_0 ;

$$\frac{Tt_0}{T_0} = \left(1 + \frac{k - 1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = T_0 \times \left(1 + \frac{k - 1}{2} M^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474 \times \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474$$

b. Perhitungan State 2

Distate 2 data didapat dari FDR (Flight Data Recorder), yang berupa Tt_2, Pt_2, P_2 . Bisa diketahui properties distate 2 yang bersumber dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Bab 12 *Introdustion to Compressible Flow*.

$$Tt_2 = 319,1959 \text{ K}$$

$$Pt_2 = 1,0050 \text{ bar}$$

$$P_2 = 0,8819 \text{ bar}$$

- Dari Pt_2, P_2 yang sudah diketahui kita bisa mencari m_i ,

Tabel 4.47 Data \dot{m}_i kondisi Mill After MRO

\dot{m}_i		
STATE	MILL AFTER MRO	SATUAN
Pt_2	1,0050	bar
P_2	0,8819	bar
Pt_2/P_2	1,1396	
M_2	0,4362	
T_2	307,4959	K
a_2	351,4994	m/s
C_2	153,3142	m/s
\dot{m}_i	116,3866	kg/s

Dengan Pt_2, P_2 yang sudah diketahui dari data FDR dan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21a) maka nilai M_2 diperoleh;

$$\frac{Pt_2}{P_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_2}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left((1,1396)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = 0,4362$$

Lalu dengan diketahui M_2 dapat menentukan dari T_2 dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_2}{T_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)$$

$$T_2 = \frac{Tt_2}{\left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)}$$

$$T_2 = \frac{319,1959}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2}0,4362^2\right)}$$

$$T_2 = 307,4959 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_2 , bisa menentukan a_2 dengan *Propagation of Sound Wave* equation (12.18);

$$a_2 = \sqrt{kRT_2}$$

$$a_2 = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 307,4959 \times 1000}$$

$$a_2 = 351,4994$$

Dengan diketahui a_2 dan M_2 maka bisa ditentukan C_2 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13).

$$M_2 = \frac{C_2}{a_2}$$

$$C_2 = M_2 \times a_2$$

$$C_2 = 0,4362 \times 351,4994$$

$$C_2 = 153,3142 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_2 bisa mencari nilai \dot{m} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m} = \rho CA$$

$$\dot{m}_i = \rho C_2 A_i$$

$$\dot{m}_i = 1,2371 \times 153,3142 \times 0,6136$$

$$\dot{m}_i = 116,3866 \frac{kg}{s}$$

c. Perhitungan state 13

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Fan pressure ratio* (FPR) didapat sebesar 3,12. Maka properties distate 13 bisa diketahui sebgai berikut:

Menggunakan *pressure ratio* maka Pt_{13} diketahui;

$$\frac{Pt_{13}}{Pt_2} = FPR$$

$$Pt_{13} = Pt_2 \times FPR$$

$$Pt_{13} = 1,0050 \times 3,12$$

$$Pt_{13} = 3,1357 \text{ bar}$$

Dengan *polytropic efficiency equation* (2.15) didapat Tt_{13} ,

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega f}}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{\eta_f} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,87} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3284$$

$$\frac{Tt_{13}}{Tt_2} = \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = Tt_2 \times \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = 319,1959 + (3,12)^{0,3284}$$

$$Tt_{13} = 463,8112 \text{ K}$$

d. Perhitungan state 3

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Compressor pressure ratio*(CPR) didapat sebesar 8,02. Maka properties disatet 3 bisa diketahui sebgaia berikut:

$$\frac{Pt_3}{Pt_{13}} = CPR$$

$$Pt_3 = Pt_{13} \times CPR$$

$$Pt_3 = 3,1357 \times 8,02$$

$$Pt_3 = 25,1486 \text{ bar}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.15) didapat Tt_3 ;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega c}}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,85} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3361$$

$$\frac{Tt_3}{Tt_{13}} = \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_3 = Tt_{13} \times \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_3 = 463,8112 \times (8,02)^{0,3361}$$

$$Tt_3 = 933,8248 \text{ K}$$

e. Perhitungan state 4

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4,5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 1234,4977 k. Maka properties distate4 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure rasio equation* (2.11) didapat $Tt_3 - Tt_{13}$;

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{Tt_{13}}{\eta_c} \left(\left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{463,8112}{0,85} \left((8,02)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = 443,7499 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tCH} = \frac{cp_{air}(Tt_3 - Tt_{13})}{\eta_m}$$

$$W_{tCH} = \frac{1,005 \times 443,7499}{0,99}$$

$$W_{tCH} = 450,1993 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{W_{tCH}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{450,1993}{1,148}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = 392,1597 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_4 - Tt_{4.5}$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_4 ;

$$Tt_4 = Tt_{4.5} + (Tt_4 - Tt_{4.5})$$

$$Tt_4 = 1234,4977 + 392,1597$$

$$Tt_4 = 1626,6574 \text{ K}$$

Dan nilai pressure Pt_4 dengan pressure loses sebesar 8 persen dari Pt_3 ;

$$Pt_4 = Pt_3 - (Pt_3 \times \Delta P_b)$$

$$Pt_4 = 25,1486 - (25,1486 \times 0,08)$$

$$Pt_4 = 23,1367 \text{ bar}$$

f. Perhitungan state 4.5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature (FTIT)* sebesar 1234,4977 K. Maka properties distate 4.5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat $Pt_{4.5}$;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_4}{Tt_{4.5}} = \left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = \left(\frac{Tt_4}{Tt_{4.5}}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = \left(\frac{1626,6574}{1234,4977} \right)^{\left(\frac{1}{0,2123} \right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}} = 3,6661 \text{ bar}$$

Sehingga $Pt_{4.5}$;

$$Pt_{4.5} = \frac{Pt_4}{\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}}$$

$$Pt_{4.5} = \frac{23,1367}{3,6661}$$

$$Pt_{4.5} = 6,3108 \text{ bar}$$

g. Perhitungan state 5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4.5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 1234,4977 K. Maka properties distate 5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure ratio equation* (2.11) didapat $Tt_{13} - Tt_2$;

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{Tt_2}{\eta_f} \left(\left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{319,1959}{0,87} \left((3,12)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = 140,9460 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tCL} = \frac{cp_{air}(Tt_{13} - Tt_2)}{\eta_m}$$

$$W_{tCL} = \frac{1,005 \times 140,9460}{0,99}$$

$$W_{tCL} = 143,0816 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{W_{tCL}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{143,0816}{1,148}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = 124,6355 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_{4.5} - Tt_5$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_5 ;

$$Tt_5 = Tt_{4.5} - (Tt_{4.5} - Tt_5)$$

$$Tt_5 = 1234,4977 - 124,6355$$

$$Tt_5 = 1109,8622 \text{ K}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat Pt_5 ;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\text{cot}}k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5} = \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5}\right)^{\left(\frac{1}{0,2123}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{1234,4977}{1109,8622}\right)^{\left(\frac{1}{0,2123}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = 1,6507 \text{ bar}$$

Sehingga Pt_5 ;

$$Pt_5 = \frac{Pt_4}{\left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}\right) \times \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)}$$

$$Pt_5 = \frac{23,1367}{3,6661 \times 1,6507}$$

$$Pt_5 = 3,8231 \text{ bar}$$

h. Perhitungan state 6

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 6 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_6 ;

$$Tt_5 = Tt_6 = 1109,8622 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_6 ;

$$Pt_6 = Pt_5 = 3,8231 \text{ bar}$$

i. Perhitungan state 16

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 16 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_{16} ;

$$Tt_{13} = Tt_{16} = 463,8112 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_{16} ;

$$Pt_{16} = Pt_{13} = 3,1357 \text{ bar}$$

j. Perhitungan state 6A

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley, dan Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. dan dari data sheet FDR didapat $M_6 = 0,5$ dan $Pt_{6A} = 1,0182 \text{ bar}$. Maka properties distate 6A bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan bypasa rasio dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. Didapat bypass rasio 0,6:1. Maka \dot{m}_{cold} ;

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times 116,3866$$

$$\dot{m}_{cold} = 69,8320 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Sedangkan \dot{m}_{hot} ;

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times 116,3866$$

$$\dot{m}_{hot} = 46,5546 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Feul/ air didapat dari feul/air rasio hal 68;

$$f = \frac{\dot{m}_{feul}}{\dot{m}_{hot}}$$

$$f = \frac{1,1555}{46,5546}$$

$$f = 0,0248$$

Temperature 6a didapat dengan *equations* antara *the properties mixture of gases* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$cp_{mix} = \frac{\dot{m}_{cold}cp_{air} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}}{(\dot{m}_c + \dot{m}_h)}$$

$$cp_{mix} = \frac{(69,8320 \times 1,005) + (46,5546(1 + 0,0248) \times 1,148)}{(69,8320 + 46,5546)}$$

$$cp_{mix} = 1,0129 \frac{KJ}{kg}$$

Temperature 6a didapat dengan *enthalpy balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$\dot{m}_{cold}cp_{air}Tt_{16} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}Tt_6 = \dot{m}_{mix}cp_{mix}Tt_{6A}$$

$$Tt_{6A} = \frac{\dot{m}_{cold}cp_{air}Tt_{16} + \dot{m}_{hot}(1 + f)cp_{gas}Tt_6}{\dot{m}_{mix}cp_{mix}}$$

$$Tt_{6A} = \frac{(69,8320 \times 1,005 \times 463,8112) + (46,5546(1 + 0,0248)1,148 \times 1109,8622)}{117,5421 \times 1,0129}$$

$$Tt_{6A} = 783,9577 K$$

A distate 6 dan 16 didapat dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* yaitu dari gambar skema engine F100-PW-220. Berikut ini a dari state 6 dan 16;

Tabel 4.48 Data A6 dan A16 kondisi Mill After MRO

A ₆ dan A ₁₆					
SKALA 1 : 4,1372					
STATE	D _{GAMBAR} (mm)	D _{REAL} (mm)	A _{GAMBAR} (mm ²)	A _{REAL} (mm)	A (m ²)
<i>Cone Nozzle</i>	72,960	301,853	71561,839	71561,839	0,072
6	176,050	728,362	416662,009	345100,169	0,345
16	224,630	929,349	678339,893	261677,884	0,262

A₆ dan A₁₆ didapat dari perhitungan dibawah ini;

- A_{GAMBAR STATE 6}

$$D_{REAL STATE 6} = D_{GAMBAR STATE 6} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 6} = 176,050 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 6} = 728,362 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 6}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{728,362}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = 416662,009 \text{ mm}^2$$

- A_{GAMBAR CONE NOZZLE}

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = D_{GAMBAR CONE NOZZLE} \times SKALA$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 72,960 \times 4,1372$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 301,853 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR\ CONE\ NOZZLE} = \pi \times \frac{D_{REAL\ CONE\ NOZZLE}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR\ CONE\ NOZZLE} = \pi \times \frac{301,853}{4}$$

$$A_{GAMBAR\ CONE\ NOZZLE} = 71561,839\ \text{mm}^2$$

- $A_{GAMBAR\ STATE\ 16}$

$$D_{REAL\ STATE\ 16} = D_{GAMBAR\ STATE\ 16} \times SKALA$$

$$D_{REAL\ STATE\ 16} = 224,630 \times 4,1372$$

$$D_{REAL\ STATE\ 16} = 929,349\ \text{mm}$$

$$A_{GAMBAR\ STATE\ 16} = \pi \times \frac{D_{REAL\ STATE\ 16}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR\ STATE\ 16} = \pi \times \frac{929,349}{4}$$

$$A_{GAMBAR\ STATE\ 16} = 678339,893\ \text{mm}^2$$

- A_6

$$A_{REAL\ STATE\ 6} = A_{GAMBAR\ STATE\ 6} - A_{GAMBAR\ CONE\ NOZZLE}$$

$$A_{REAL\ STATE\ 6} = 416662,009 - 71561,839$$

$$A_{REAL\ STATE\ 6} = 345100,169\ \text{mm}^2$$

$$A_6 = 0,345\ \text{m}^2$$

- A_{16}

$$A_{REAL\ STATE\ 16} = A_{GAMBAR\ STATE\ 16} - A_{GAMBAR\ STATE\ 6}$$

$$A_{REAL} STATE 16 = 678339,893 - 416662,009$$

$$A_{REAL} STATE 16 = 261677,884 \text{ mm}^2$$

$$A_{16} = 0,262 \text{ m}^2$$

Unt uk daerah *mixing properties* didapat dengan cara iterasi meunggunakan *momentum balance di mixing of hot and cold streams* hal 127;

Sehingga harus diketahui *propeties state 6 dan 16* sebelum melakukan iterasi untuk menentukan properties di state 6A;

- Properties state 6

Tabel 4.49 Data Properties State 6 kondisi Mill After MRO

PROPERTIES STATE 6		
STATE 6	MILL AFTER MRO	SATUAN
M_6	0,5	
P_6	3,2472	bar
T_6	1065,5103	K
A_6	0,3451	m^2
a_6	638,4617	m/s
C_6	319,2309	m/s
ρ_6	0,4226	KJ/Kg K

Dengan diketahui Pt_6 data sheet dan M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan bilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat P_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties* equiation (12.21a);

$$\frac{Pt_6}{P_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_6 = \frac{Pt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

$$P_6 = \frac{3,8231}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}}$$

$$P_6 = 3,2472 \text{ bar}$$

Dengan diketahui Tt_6 dari perhitungan *enthalpy balance*, M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_6}{T_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)$$

$$T_6 = \frac{1109,8622}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)}$$

$$T_6 = \frac{636,9793}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)}$$

$$T_6 = 1065,5103 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_6 , bisa menentukan a_6 dengan *Propagation of Sound Wave equation* (12.18);

$$a_6 = \sqrt{kRT_6}$$

$$a_6 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 1065,5103 \times 1000}$$

$$a_6 = 638,4617 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_6 dan M_6 maka bisa ditentukan C_6 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6}$$

$$C_6 = M_6 \times a_6$$

$$C_6 = 0,5 \times 638,4617$$

$$C_6 = 319,2309 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_6 bisa mencari nilai ρ_6 menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{hot} = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\dot{m}_{hot}(1 + f) = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\rho_6 = \frac{\dot{m}_h(1 + f)}{C_6 A_6}$$

$$\rho_6 = \frac{46,5546(1 + 0,0248)}{319,2309 \times 0,3451}$$

$$\rho_6 = 0,4226 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

- Properties state 16

Tabel 4.50 Data Properties State 16 kondisi Mill After MRO

PROPERTIES STATE 16		
STATE 16	MILL AFTER MRO	SATUAN
M_{16}	1,9875	
P_{16}	3,2472	bar
T_{16}	259,1026	K
A_{16}	0,2617	m ²
a_{16}	314,8415	m/s
C_{16}	625,7618	m/s
ρ_{16}	0,4265	KJ/Kg K

Dengan aliran yang di P_{16} yang uniform across duct di state 6 dan 16 di *mixing of hot and cold streams* hal 127, maka nilai $P_{16} = P_{16}$, maka didapat M_{16} dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b);

$$\frac{Pt_{16}}{P_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_{16}}{P_{16}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left(\left(\frac{3,8231}{3,2472} \right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = 1,9875$$

Dengan diketahui Tt_{16} dan M_{16} maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_{16}}{T_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)$$

$$T_{16} = \frac{Tt_{16}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)}$$

$$T_{16} = \frac{1109,8622}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 1,9875_6^2\right)}$$

$$T_{16} = 259,1026 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_{16} , bisa menentukan a_{16} dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.18);

$$a_{16} = \sqrt{kRT_{16}}$$

$$a_{16} = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 259,1026 \times 1000}$$

$$a_{16} = 314,8415 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_{16} dan M_{16} maka bisa ditentukan C_{16} dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_{16} = \frac{C_{16}}{a_{16}}$$

$$C_{16} = M_{16} \times a_{16}$$

$$C_{16} = 1,9875 \times 314,8415$$

$$C_{16} = 625,7618 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_{16} bisa mencari nilai ρ_{16} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{cold} = \rho_{16} C_{16} A_{16}$$

$$\rho_{16} = \frac{\dot{m}_c}{C_{16} A_{16}}$$

$$\rho_{16} = \frac{69,8320}{625,7618 \times 0,2617}$$

$$\rho_{16} = 0,4265 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

Dengan *momentum balance di mixing hot and cold streams* hal 127, maka didapat:

Tabel 4.51 Data Momentum Balance kondisi Mill After MRO

MOMENTUM BALANCE	
STATE	MILL AFTER MRO
$(\dot{m}_h (1+f)C_6 + P_6A_6)$	15231,6616
$(\dot{m}_c C_{16} + P_{16}A_{16})$	43699,0310
$(\dot{m}_{hot}(1+f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold}C_{16} + P_{16}A_{16})$	58930,6926

Dimana *momentum balance*;

$$(\dot{m}_{hot} (1 + f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold} C_{16} + P_{16}A_{16}) = (\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A})$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A} =$$

$$(69,8320(1 + 0,0248) \times 319,2309 + 3,2472 \times 0,345)$$

$$+(46,5546 \times 625,7618 + 3,2472 \times 0,2617)$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A} A_{6A} = 16666,7801$$

Dengan iterasi setiap kenaikan 0,1 Mach Number di *mixing hot and cold streams* equaitons 8 hal 128. Didapat properties distate 6A sebagai berikut;

Tabel 4.52 Data Properties 6A kondisi Mill After MRO

PROPERTIES STATE 6A		
STATE 6A	MILL AFTER MRO	SATUAN
M_{6A}	0,9983	
P_{6A}	1,4796	bar
T_{6A}	672,3716	K
C_{6A}	506,3217	m/s
ρ_{6A}	0,2119	KJ/Kg K

k. Perhtiunga state 7

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan *local isentropic stagnation propeties* didapat properties 6A=7= constant. Sebagai berikut;

$$Pt_{6A} = Pt_7 = 2,7355 \text{ bar}$$

$$Tt_{6A} = Tt_7 = 783,9577 \text{ K}$$

Tabel 4.53 Data Properties 7 kondisi Mill After MRO

PROPERTIES STATE 7		
STATE 7	MILL AFTER MRO	SATUAN
M_7	0,9983	
P_7	1,4796	bar
T_7	672,3716	K
C_7	506,3217	m/s
ρ_7	0,2119	KJ/Kg K

1. Perhitungan state 9

Dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing. Diketahui presentase dari A_j propertees dari state 9. Maka properties distate 9 bisa diketahui sebagai berikut:

Dari presentase A_j bisa diketahui luasan didaerah throat. Diameter dari throat dan divergen bersumber dari dirvegen sizing area *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

- Diameter A_8 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 33,7 icnhi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.54 Data A_8 kondisi Mill After MRO

A 8		
AJ THROAT	MILL AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
1,7416	0,5665	m
100	0,8560	m

A_8	0,2520	m^2
-------	--------	-------

Diameter dari A_8 didapat dari interpolasi;

$$D_8 = 0,5613 + \frac{(1,7416 - 0)}{(100 - 0)}(0,8560 - 0,56213)$$

$$D_8 = 0,5665 \text{ m}$$

Maka luasan A_8

$$A_8 = \pi \times \frac{D_8^2}{4}$$

$$A_8 = \pi \times \frac{0,5665^2}{4}$$

$$A_8 = 0,2520 m^2$$

- Diameter A_9 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 40,1 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.55 Data A_9 kondisi Mill After MRO

A_9		
AJ DIRVERGEN	MILL AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
1,7416	0,5693	m
100	1,0210	m
A_9	0,2545	m^2

Diameter dari D_9 didapat dari interpolasi;

$$D_9 = 0,5613 + \frac{(1,7416 - 0)}{(100 - 0)} (1,0210 - 0,56213)$$

$$D_9 = 0,5693 \text{ m}$$

Maka luasan A_9 ;

$$A_9 = \pi \times \frac{D_9^2}{4}$$

$$A_9 = \pi \times \frac{0,5693^2}{4}$$

$$A_9 = 0,2545 \text{ m}^2$$

Dengan menggunakan rasio luasan di Appendix E Compressible Flow Functions dibuku *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. Didapat M_9 berikut;

$$\frac{A}{A^*}$$

$$\frac{A_9}{A_8} = 1,0099$$

Dari rasio luasan didapat M_9 dengan interpolasi sebgai berikut;

Tabel 4.56 Data M State 9 kondisi Mill After MRO

M STATE 9	
A/A^*	M
1,0099	1,1100
1,00998	1,1106
1,0117	1,1200

$$M_9 = 1,1100 + \frac{(1,0099 - 1,0099)}{(1,0117 - 1,0099)} (1,1200 - 1,1100)$$

$$M_9 = 1,1106$$

Dengan diketahui M_9 , didapat properties di state 9;

Tabel 4.57 Data Properties State 9 kondisi Mill After MRO

PROPERTIES STATE 9		SATUAN
Pt_9/P_9	2,1121	
P_a	1,0011	bar
P_9	3,9196	bar
Pt_9	8,2787	bar
T_9	650,3901	K
a_9	498,8190	m/s
C_j	553,9868	m/s

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) menggunakan M_9 , didapat Pt_9/P_9

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,1106^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$\frac{Pt_9}{P_9} = 2,1121$$

Dengan diketahui P_{t9}/P_9 bisa didapat P_9 menggunakan parametric cycle analysis of real engines equation (7-86b).

Tabel 4.58 Data Pressure Rasio kondisi Mill After MRO

PRESSURE RASIO	
STATE	MILL AFTER MRO
π_r	1
π_d	1,004
π_f	3,120
π_{cH}	25,022
π_b	0,920
π_{tH}	0,273
π_{tL}	0,606
π_m	0,716
π_n	0,97

Dimana;

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \frac{P_a}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n$$

$$P_9 = \frac{P_a \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_n}{\frac{P_{t9}}{P_9}}$$

$$P_9 =$$

$$(1,0011 \times 1 \times 1,004 \times 3,120 \times 25,022 \times 0,920 \times 0,273 \times 0,606 \times 0,716 \times 0,97) / (2,11219)$$

$$P_9 = 3,9196 \text{ bar}$$

Dengan diketahui P_9 , maka bisa didapat Pt_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation propriesequation* (12.21b);

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = P_9 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = 3,9196 \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,1106^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$Pt_9 = 8,2787 \text{ bar}$$

Dengan M_9 dapat diperoleh T_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation propriesequation* (12.21b);

$$\frac{Tt_9}{T_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)$$

$$T_9 = \frac{Tt_9}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)}$$

$$T_9 = \frac{783,9577}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,1106^2\right)}$$

$$T_9 = 650,3901 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_9 , bisa menentukan a_9 dengan *Propagation of Sound Wavesequation* (12.18);

$$a_9 = \sqrt{kRT_9}$$

$$a_9 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 650,3901 \times 1000}$$

$$a_9 = 498,8190 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_9 dan M_9 , maka bisa ditentukan C_9 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_9 = \frac{C_9}{a_9}$$

$$C_9 = M_9 \times a_9$$

$$C_9 = 1,1106 \times 498,8190$$

$$C_j = C_9 = 553,9868 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

m. Perhitungan Thrust

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Yang didapat keadaan nozzle under-expanded atau over-expanded. Maka Thrust bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.59 Data Thrust kondisi Mill After MRO

THRUST		
STATE	MILL AFTER MRO	SATUAN
\dot{m}_{mix}	117,5421	kg/s
C_a	0	m/s
C_j	553,9868	m/s
P_a	1,0011	bar
P_9	3,9196	bar
A_j	0,2545	m ²

F	65117,51	N
-----	----------	---

Dengan $P_9 > P_a$ maka keadaan nozzle under-expanded menurut buku *Elements Of Gas Turbine Propulsion* bab 3 hal 172., sehingga thrust didapat;

$$F = \dot{m}_{mix}(C_j - C_a) + A_j (P_9 - P_a)$$

$$F = 117,5421(553,9868 - 0) + 0,2545(3,9196 - 1,0011)$$

$$F = 65117,51N$$

n. Perhitungan SFC

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka SFC bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.60 Data SFC kondisi Mill After MRO

SFC		SATUAN
STATE	MILL AFTER MRO	
$\dot{m}_{feul\ total}$	1,1555	kg/s
F	65117,5053	N
SFC	0,0639	kg/N.h

Dengan menggunakan SFC di bab 2 hal 71;

$$SFC = \frac{\dot{m}_{feul\ total}}{F}$$

$$SFC = \frac{1,1555 \times 3600}{65117,51}$$

$$SFC = 0,0639 \frac{\text{kg}}{\text{N}} \cdot \text{h}$$

4.8 Perhitungan Kondisi AB MAX After MRO

Dimana data didapat dari Engine Test Cell bisa menentukan pressure dan temperature tiap state.

Tabel 4.61 Data Kondisi AB MAX After MRO

DATA DIKETAHUI		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_2	0,8807	bar
P_{t2}	1,0043	bar
T_{t2}	319,5832	K
$FTIT\ 1$	1226,7060	K
$FTIT\ 2$	1208,4950	K
$FTIT\ 3$	1314,6100	K
$FTIT\ 4$	1167,8760	K
$FTIT\ 5$	1258,4710	K
$FTIT\ 6$	1172,4080	K
$FTIT\ 7$	1229,8530	K
$FTIT\ AVG$	1225,4884	K
P_{t6}	3,3077	bar
N_2	12898,2000	rpm
N_1	10048,4000	rpm
AJ	64,1867	%
EPR	2,7432	
\dot{m}_{feul}	1,1532	kg/s
\dot{m}_{feulAC}	2,8021	kg/s
\dot{m}_{feulAD}	1,7002	kg/s

Pressure dan temperature tiap state dapat dilihat sebagai berikut;

Tabel 4.62 Data Pressure Tiap State Kondisi AB MAX After MRO

KONDISI PRESSURE TIAP STATE		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
P_0	1,0011	bar
P_{t0}	1,0011	bar
P_{t2}	1,0043	bar
P_2	0,8807	bar
P_{t13}	3,1334	bar
P_{t3}	25,1298	bar
P_{t4}	23,1194	bar
$P_{t4.5}$	6,4359	bar
P_{t5}	3,9265	bar
P_{t16}	3,1334	bar
P_{t6}	3,9265	bar
P_{t6A}	3,3077	bar
P_{t7}	3,3077	bar
P_{t8}		bar
P_{t9}	10,0106	bar

Tabel 4.63 Data Temperature Tiap State Kondisi AB MAX After MRO

KONDISI TEMPERATURE TIAP STATE		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
T_0	287,4740	K
T_{t0}	287,4740	K
T_{t2}	319,5832	K
T_{t13}	464,3740	K
T_{t3}	934,9579	K
T_{t4}	1618,1240	K
$T_{t4.5}$	1225,4884	K

$Tt5$	1100,7017	K
$Tt16$	464,3740	K
$Tt6$	1100,7017	K
$Tt6A$	780,0902	K
$Tt7$	2035,3722	K
$Tt8$	2035,3722	K
$Tt9$	2035,3722	K

Kondisi tiap state dari temperatur dan pressure stagnasi bisa diketahui dengan menggunakan nilai konstanta. Sebagai berikut;

Tabel 4.64 Data Nilai Konstanta Yang Diketahui Kondisi AB MAX After MRO

NILAI KETENTUAN		SATUAN
η_f	0,87	%
η_c, η_t	0,85	%
η_m	0,99	%
η_n, η_j	0,95	%
η_b	0,98	%
ΔP_b	0,08	%
k_{air}	1,4	-
k_{gas}	1,333	
R	0,2870	KJ/Kg K
ρ_{air}	1,2371	Kg/m ³
$c_{p_{air}}$	1,005	KJ/Kg K
$c_{p_{gas}}$	1,148	KJ/Kg K
$c_{p_{mix}}$	1,0129	KJ/Kg K
R_{cold}	0,2870	KJ/Kg K
C_a	0	m/s

a	339,9048	m/s
Mo	0	
$D inlet (")$	34,8	inchi
$D inlet (m)$	0,8839	m
$D AB MAX (")$	46,5	inchi
$D AB MAX (m)$	1,1811	m
$A inlet$	0,6136	m ²
$A AB MAX$	1,0956	m ²
Tt_7	2035,3722	K

Dimana konstanta didapat dari;

- η_f didapat dari Abdul-Nabe, Rana Adil and Tariq, Mohammad. 2014. *Thermal Analysis Of A Gas Turbine Cycle For A Turbojet Engine*. International Journal Of Advanced Research In Engineering And Technology (IJARET). Allahabad India.
- η_c , dan η_t didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 compressor and turbine efficiencies hal 56.
- η_m didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 mechanical losses hal 66.
- η_j/η_n didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 3 propelling nozzles hal 108
- η_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth

Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 combustion efisiensi hal 68.

- ΔP_b didapat dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley pada bab 2 pressure losses hal 61
- $c_{p_{air}}, c_{p_{gas}}, c_{p_{mix}}, k_{air}, k_{gas}$, dan R didapat dari buku dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley bab 2 variation of specific heat hal 66.
- ρ_{air}, a , didapat dari tabel ISA dengan ketinggian 104 mdpl. Dengan menggunakan interpolasi.
- C_a, M_0 didapat dari a , dengan ketinggian 104 mdpl dan keadaan Engine statis.
- A_{inlet} , dan $A_{AB MAX}$ didapat dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.
- Tt_7 didapat dari Appendix B-4 Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing.

a. Perhitungan State 2

Pengujian yang dilakukan di ketinggian 104 mdpl, berada di Skatek 042. Sehingga kondisi 0 didapat dari ISA tabel.

Tabel 4.65 Data ISA Tabel Dengan Ketinggian 104 mdpl SI Kondisi AB MAX After MRO

ISA TABEL				
<i>Altitude</i>	P_0	T_0	ρ/ρ_0	a
0	1,0133	288,1500	1	340,3

104	1,0011	287,4740	0,990203	339,9048
500	0,9546	284,9000	0,9529	338,4

Dengan cara interpolasi didapat pressure, kecepatan suara dan temperature statis di ketinggian 104mdpl.

$$P_0 = 1,0133 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(0,9546 - 1,0133)$$

$$P_0 = 1,0011 \text{ bar}$$

$$T_0 = 288,15 + \frac{(104 - 0)}{(500 - 104)}(284,9 - 288,15)$$

$$T_0 = 287,474$$

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Pt_0 ;

$$\frac{Pt_0}{P_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = P_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011 \times \left(1 + \frac{1,4-1}{2}0^2\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}$$

$$Pt_0 = 1,0011$$

Dengan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b) keadaan engine yang statis maka stagnasi properties didapat, yang $M_0 = 0$. maka Tt_0 ;

$$\frac{Tt_0}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)$$

$$Tt_0 = T_0 \times \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474 \times \left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} 0^2\right)$$

$$Tt_0 = 287,474$$

b. perhitungan state 2

Distate 2 data didapat dari FDR (Flight Data Recorder), yang berupa Tt_2, Pt_2, P_2 . Bisa diketahui properties distate 2 yang bersumber dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Bab 12 *Introdustion to Compressible Flow*.

$$Tt_2 = 319,5832 \text{ K}$$

$$Pt_2 = 1,0043 \text{ bar}$$

$$P_2 = 0,8807 \text{ bar}$$

- Dari Pt_2, P_2 yang sudah diketahui kita bisa mencari \dot{m}_i ,

Tabel 4.66 Data \dot{m}_i Kondisi AB MAX After MRO

\dot{m}_i		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
Pt_2	1,0043	bar
P_2	0,8807	bar
Pt_2/P_2	1,1403	
M_2	0,4372	
T_2	307,8138	K
a_2	351,6811	m/s
C_2	153,7687	m/s
\dot{m}_i	116,7316	kg/s

Dengan Pt_2, P_2 yang sudah diketahui dari data FDR dan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21a) maka nilai M_2 diperoleh;

$$\frac{Pt_2}{P_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_2}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left((1,1403)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_2 = 0,4372$$

Lalu dengan diketahui M_2 dapat menentukan dari T_2 dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b);

$$\frac{Tt_2}{T_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)$$

$$T_2 = \frac{Tt_2}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)}$$

$$T_2 = \frac{319,532}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 0,4372^2\right)}$$

$$T_2 = 307,8138 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_2 , bisa menentukan a_2 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_2 = \sqrt{kRT}$$

$$a_2 = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 307,8138 \times 1000}$$

$$a_2 = 351,6811$$

Dengan diketahui a_2 dan M_2 maka bisa ditentukan C_2 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13).

$$M_2 = \frac{C_2}{a_2}$$

$$C_2 = M_2 \times a_2$$

$$C_2 = 0,4372 \times 351,6811$$

$$C_2 = 153,7687 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_2 bisa mencari nilai \dot{m} menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m} = \rho CA$$

$$\dot{m}_i = \rho C_2 A_i$$

$$\dot{m}_i = 1,2371 \times 153,7687 \times 0,6136$$

$$\dot{m}_i = 116,7316 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

c. Perhitungan state 13

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Fan pressure rasio* (FPR) didapat sebesar 3,12. Maka properties distate 13 bisa diketahui sebgaia berikut:

Menggunakan *pressure rasio* maka Pt_{13} diketahui;

$$\frac{Pt_{13}}{Pt_2} = FPR$$

$$Pt_{13} = Pt_2 \times FPR$$

$$Pt_{13} = 1,0043 \times 3,12$$

$$Pt_{13} = 3,1334 \text{ bar}$$

Dengan *polytropic efficiency equation* (2.15) didapat Tt_{13} ,

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega f}}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{\eta_f} \left(\frac{k-1}{k}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,87} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3284$$

$$\frac{Tt_{13}}{Tt_2} = \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\left(\frac{n-1}{n} \right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = Tt_2 \times \left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\left(\frac{n-1}{n} \right)_{air}}$$

$$Tt_{13} = 319,532 + (3,12)^{0,3284}$$

$$Tt_{13} = 464,3740 \text{ K}$$

d. Perhitungan state 3

Dari buku manual Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. *Compressor pressure ratio (CPR)* didapat sebesar 8,02. Maka properties disatet 3 bisa diketahui sebgai berikut:

$$\frac{Pt_3}{Pt_{13}} = CPR$$

$$Pt_3 = Pt_{13} \times CPR$$

$$Pt_3 = 3,1334 \times 8,02$$

$$Pt_3 = 25,1298 \text{ bar}$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.15) didapat Tt_3 ;

$$\left(\frac{n-1}{n} \right)_{air} = \left(\frac{k-1}{k\eta_{\omega c}} \right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n} \right)_{air} = \frac{1}{\eta_c} \left(\frac{k-1}{k} \right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = \frac{1}{0,85} \left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)_{air}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air} = 0,3361$$

$$\frac{Tt_3}{Tt_{13}} = \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_3 = Tt_{13} \times \left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{air}}$$

$$Tt_3 = 464,3740 \times (8,02)^{0,3361}$$

$$Tt_3 = 934,9579 \text{ K}$$

e. Perhitungan state 4

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4,5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 1225,4884 K. Maka properties distate4 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure ratio equation* (2.11) didapat $Tt_3 - Tt_{13}$;

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{Tt_{13}}{\eta_c} \left(\left(\frac{Pt_3}{Pt_{13}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = \frac{464,3740}{0,85} \left((8,02)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_3 - Tt_{13} = 444,0180 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tcH} = \frac{cp_{air}(Tt_3 - Tt_{13})}{\eta_m}$$

$$W_{tcH} = \frac{1,005 \times 444,0180}{0,99}$$

$$W_{tcH} = 450,7456 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{W_{tcH}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = \frac{450,7456}{1,148}$$

$$Tt_4 - Tt_{4.5} = 392,6355 \text{ K}$$

Dengan diketahui $Tt_4 - Tt_{4.5}$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_4 ;

$$Tt_4 = Tt_{4.5} + (Tt_4 - Tt_{4.5})$$

$$Tt_4 = 1225,4884 + 392,6355$$

$$Tt_4 = 1618,1240 \text{ K}$$

Dan nilai *pressure* Pt_4 dengan *pressure loses* sebesar 8 persen dari Pt_3 ;

$$Pt_4 = Pt_3 - (Pt_3 \times \Delta P_b)$$

$$Pt_4 = 25,1298 - (25,1298 \times 0,08)$$

$$Pt_4 = 23,1194 \text{ bar}$$

f. Perhitungan state 4.5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $T_{t_{4.5}}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 1225,4884 K. Maka properties distate 4.5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat $P_{t_{4.5}}$;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{T_{t_4}}{T_{t_{4.5}}} = \left(\frac{P_{t_4}}{P_{t_{4.5}}}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{P_{t_4}}{P_{t_{4.5}}} = \left(\frac{T_{t_4}}{T_{t_{4.5}}}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{P_{t_4}}{P_{t_{4.5}}} = \left(\frac{1618,1240}{1225,4884}\right)^{\left(\frac{1}{0,2123}\right)_{gas}}$$

$$\frac{P_{t_4}}{P_{t_{4.5}}} = 3,5922 \text{ bar}$$

Sehingga $P_{t_{4.5}}$;

$$Pt_{4,5} = \frac{Pt_4}{\frac{Pt_4}{Pt_{4,5}}}$$

$$Pt_{4,5} = \frac{23,1194}{3,5922}$$

$$Pt_{4,5} = 6,4359 \text{ bar}$$

g. Perhitungan state 5

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley dan dari data sheet FDR didapat $Tt_{4,5}$ / *Fan Turbine Inlet Temperature* (FTIT) sebesar 1225,4884 K. Maka properties distate 5 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan menggunakan *temperature equations of work transfer* dengan *pressure rasio equation* (2.11) didapat $Tt_{13} - Tt_2$;

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{Tt_2}{\eta_f} \left(\left(\frac{Pt_{13}}{Pt_2} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = \frac{319,5832}{0,87} \left((3,12)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)$$

$$Tt_{13} - Tt_2 = 141,1170 \text{ K}$$

Sehingga dapat dicari *work transfer turbine to drive compressor per unit mass flow*; seperti example 2.1 hal 75;

$$W_{tCL} = \frac{cp_{air}(Tt_{13} - Tt_2)}{\eta_m}$$

$$W_{tcl} = \frac{1,005 \times 141,1170}{0,99}$$

$$W_{tcl} = 143,2252 \frac{kJ}{kg}$$

Maka *temperature equivalent of compressor turbine work* seperti example 2.2 hal 76, didapat;

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{W_{tcl}}{cp_{gas}}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = \frac{143,2252}{1,148}$$

$$Tt_{4.5} - Tt_5 = 124,7867K$$

Dengan diketahui $Tt_{4.5} - Tt_5$ dan $Tt_{4.5}$ maka bisa didapat Tt_5 ;

$$Tt_5 = Tt_{4.5} - (Tt_{4.5} - Tt_5)$$

$$Tt_5 = 1225,4884 - 124,7867$$

$$Tt_5 = 1100,7017 K$$

Dengan polytropic efficiency equation (2.17) didapat Pt_5 ;

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \left(\frac{\eta_{\omega t} k - 1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = \eta_t \left(\frac{k-1}{k}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,85 \left(\frac{1,333-1}{1,333}\right)_{gas}$$

$$\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas} = 0,2123$$

$$\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5} = \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)^{\left(\frac{n-1}{n}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{Tt_{4.5}}{Tt_5}\right)^{\left(\frac{1}{\frac{n-1}{n}}\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = \left(\frac{1225,4884}{1100,7017}\right)^{\left(0,2123\right)_{gas}}$$

$$\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5} = 1,6390 \text{ bar}$$

Sehingga Pt_5 ;

$$Pt_5 = \frac{Pt_4}{\left(\frac{Pt_4}{Pt_{4.5}}\right) \times \left(\frac{Pt_{4.5}}{Pt_5}\right)}$$

$$Pt_5 = \frac{23, -235}{3,5922 \times 1,6390}$$

$$Pt_5 = 3,9265 \text{ bar}$$

h. Perhitungan state 6

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 6 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_6 ;

$$Tt_5 = Tt_6 = 1100,7017 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_6 ;

$$Pt_6 = Pt_5 = 3,9265 \text{ bar}$$

i. Perhitungan state 16

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC. Dengan local isentropic stagnation propeties didapat bahwa $Tt_0 = \text{constant}$. Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka properties distate 16 bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan *Local Isentropic Stagnation Properties*, maka nilai Tt_{16} ;

$$Tt_{13} = Tt_{16} = 464,3740 \text{ K}$$

Sedangkan Pt_{16} ;

$$Pt_{16} = Pt_{13} = 3,1334 \text{ bar}$$

j. Perhitungan state 6A

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley, dan Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. dan dari data sheet FDR didapat $M_6 = 0,5$ dan $Pt_{6A} = 1,0182 \text{ bar}$. Maka properties distate 6A bisa diketahui sebagai berikut:

Dengan bypass rasio dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. Didapat bypass rasio 0,6:1. Maka \dot{m}_{cold} ;

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{cold} = 0,6 \times 116,3866$$

$$\dot{m}_{cold} = 70,0390 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Sedangkan \dot{m}_{hot} ;

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times \dot{m}_i$$

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times 116,3866$$

$$\dot{m}_{hot} = 0,4 \times 46,6927 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$$

Feul/ air didapat dari *feul/air rasio* hal 68;

$$f = \frac{\dot{m}_{feul}}{\dot{m}_{hot}}$$

$$f = \frac{1,1532}{46,6927}$$

$$f = 0,0247$$

Temperature 6a didapat dengan *equations antara the properties mixture of gases di mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$cp_{mix} = \frac{\dot{m}_{cold} cp_{air} + \dot{m}_{hot} (1 + f) cp_{gas}}{(\dot{m}_c + \dot{m}_h)}$$

$$cp_{mix} =$$

$$\frac{(70,0390 \times 1,005) + (46,6927(1 + 0,0247) \times 1,148)}{(70,039 + 46,6927)}$$

$$cp_{mix} = 1,0129 \frac{KJ}{kg} K$$

Temperature 6a didapat dengan *enthalpy balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127.

$$\begin{aligned} \dot{m}_{cold} cp_{air} Tt_{16} + \dot{m}_{hot} (1 + f) cp_{gas} Tt_6 \\ = \dot{m}_{mix} cp_{mix} Tt_{6A} \end{aligned}$$

$$Tt_{6A} = \frac{\dot{m}_c cp_c Tt_{16} + \dot{m}_h (1 + f) cp_h Tt_6}{\dot{m}_{mix} cp_{mix}}$$

$$Tt_{6A} =$$

$$\frac{(70,0390 \times 1,005 \times 4,3740) + (46,6927(1 + 0,0247) \times 1100,7017)}{117,8849 \times 1,0129}$$

$$Tt_{6A} = 780,0902 K$$

A₆ distate 6 dan 16 didapat dari *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* yaitu dari gambar skema engine F100-PW-220. Berikut ini a dari state 6 dan 16;

Tabel 4.67 Data A₆ dan A₁₆ Kondisi AB MAX After MRO

A ₆ dan A ₁₆					
SKALA 1 : 4,1372					
STATE	DGAMBAR (mm)	DREAL (mm)	AGAMBAR (mm ²)	AREAL (mm)	A (m ²)
<i>Cone Nozzle</i>	72,960	301,853	71561,839	71561,839	0,072
6	176,050	728,362	416662,009	345100,169	0,345
16	224,630	929,349	678339,893	261677,884	0,262

A₆ dan A₁₆ didapat dari perhitungan dibawah ini;

- $A_{GAMBAR STATE 6}$

$$D_{REAL STATE 6} = D_{GAMBAR STATE 6} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 6} = 176,050 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 6} = 728,362 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 6}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = \pi \times \frac{728,362}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 6} = 416662,009 \text{ mm}^2$$

- $A_{GAMBAR CONE NOZZLE}$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = D_{GAMBAR CONE NOZZLE} \times SKALA$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 72,960 \times 4,1372$$

$$D_{REAL CONE NOZZLE} = 301,853 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = \pi \times \frac{D_{REAL CONE NOZZLE}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = \pi \times \frac{301,853}{4}$$

$$A_{GAMBAR CONE NOZZLE} = 71561,839 \text{ mm}^2$$

- $A_{GAMBAR STATE 16}$

$$D_{REAL STATE 16} = D_{GAMBAR STATE 16} \times SKALA$$

$$D_{REAL STATE 16} = 224,630 \times 4,1372$$

$$D_{REAL STATE 16} = 929,349 \text{ mm}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = \pi \times \frac{D_{REAL STATE 16}^2}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = \pi \times \frac{929,349}{4}$$

$$A_{GAMBAR STATE 16} = 678339,893 \text{ mm}^2$$

- A_6

$$A_{REAL STATE 6} = A_{GAMBAR STATE 6} - A_{GAMBAR CONE NOZZLE}$$

$$A_{REAL STATE 6} = 416662,009 - 71561,839$$

$$A_{REAL STATE 6} = 345100,169 \text{ mm}^2$$

$$A_6 = 0,345 \text{ m}^2$$

- A_{16}

$$A_{REAL STATE 16} = A_{GAMBAR STATE 16} - A_{GAMBAR STATE 6}$$

$$A_{REAL STATE 16} = 678339,893 - 416662,009$$

$$A_{REAL STATE 16} = 261677,884 \text{ mm}^2$$

$$A_{16} = 0,262 \text{ m}^2$$

Untuk daerah *mixing properties* didapat dengan cara iterasi menggunakan *momentum balance* di *mixing of hot and cold streams* hal 127;

Sehingga harus diketahui *propeties state 6* dan *16* sebelum melakukan iterasi untuk menentukan *properties* di *state 6A*:

- Properties state 6

Tabel 4.68 Data Properties State 6 Kondisi AB MAX After MRO

PROPERTIES STATE 6		
STATE 6	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
M_6	0,5	
P_6	3,3351	bar
T_6	1056,7159	K
A_6	0,3451	m ²
a_6	635,8214	m/s
C_6	317,9107	m/s
ρ_6	0,4361	KJ/Kg K

Dengan diketahui Pt_6 data sheet dan M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat P_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21a);

$$\frac{Pt_6}{P_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$P_6 = \frac{Pt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}$$

$$P_6 = \frac{3,9265}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}}$$

$$P_6 = 3,3351 \text{ bar}$$

Dengan diketahui Tt_6 dari perhitungan *enthalpy balance*, M_6 merupakan Mach number turbine design diasumsikan dengan nilai 0,5 sesuai di *mixng of hot and cold streams* hal 128, maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_6}{T_6} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)$$

$$T_6 = \frac{Tt_6}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_6^2\right)}$$

$$T_6 = \frac{1100,7017}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 0,5_6^2\right)}$$

$$T_6 = 1056,7159 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_6 , bisa menentukan a_6 dengan *Propagation of Sound Wave equation* (12.18);

$$a_6 = \sqrt{kRT_6}$$

$$a_6 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 1056,7159 \times 1000}$$

$$a_6 = 635,8214 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketehui a_6 dan M_6 maka bisa ditentukan C_6 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_6 = \frac{C_6}{a_6}$$

$$C_6 = M_6 \times a_6$$

$$C_6 = 0,5 \times 635,8214$$

$$C_6 = 317,9107 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_6 bisa mencari nilai ρ_6 menggunakan *continuty equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{hot} = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\dot{m}_{hot}(1 + f) = \rho_6 C_6 A_6$$

$$\rho_6 = \frac{\dot{m}_{hot}(1 + f)}{C_6 A_6}$$

$$\rho_6 = \frac{46,6927(1 + 0,0247)}{317,9107 \times 0,3451}$$

$$\rho_6 = 0,4361 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

- Properties state 16

Tabel 4.69 Data Properties State 16 Kondisi AB MAX After MRO

PROPERTIES STATE 16		
STATE 16	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
M_{16}	1,9778	
P_{16}	3,3351	bar
T_{16}	260,5430	K
A_{16}	0,2617	m ²
a_{16}	323,5524	m/s
C_{16}	639,9191	m/s

ρ_{16}	0,4183	KJ/Kg K
-------------	--------	---------

Dengan aliran yang di $P_{16}P_{16}$ yang uniform across duct di state 6 dan 16 di *mixing of hot and cold streams* hal 127, maka nilai $P_{16} = P_{16}$, maka didapat M_{16} dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Pt_{16}}{P_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{Pt_{16}}{P_{16}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = \sqrt{\frac{2}{1,4-1} \left(\left(\frac{3,9265}{3,3351} \right)^{\frac{1,4-1}{1,4}} - 1 \right)}$$

$$M_{16} = 1,9778$$

Dengan diketahui Tt_{16} dan M_{16} maka didapat T_6 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_{16}}{T_{16}} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)$$

$$T_{16} = \frac{Tt_{16}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)}$$

$$T_{16} = \frac{1100,7017}{\left(1 + \frac{1,4 - 1}{2} 1,9778^2\right)}$$

$$T_{16} = 260,5430 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_{16} , bisa menentukan a_{16} dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_{16} = \sqrt{kRT_{16}}$$

$$a_{16} = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 260,5430 \times 1000}$$

$$a_{16} = 323,5524 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_{16} dan M_{16} maka bisa ditentukan C_{16} dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_{16} = \frac{C_{16}}{a_{16}}$$

$$C_{16} = M_{16} \times a_{16}$$

$$C_{16} = 1,9778 \times 323,5524$$

$$C_{16} = 639,9191 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_{16} bisa mencari nilai ρ_{16} menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{cold} = \rho_{16} C_{16} A_{16}$$

$$\rho_{16} = \frac{\dot{m}_{cold}}{C_{16} A_{16}}$$

$$\rho_{16} = \frac{70,0390}{639,9191 \times 0,2617}$$

$$\rho_{16} = 0,4183 \frac{kJ}{kg K}$$

Dengan *momentum balance di mixing hot and cold streams* hal 127, maka didapat:

Tabel 4.70 Data Momentum Balance Kondisi AB MAX After MRO

MOMENTUM BALANCE	
STATE	AB MAX AFTER MRO
$(\dot{m}_h (1+f)C_6 + P_6A_6)$	15211,8730
$(\dot{m}_c C_{16} + P_{16}A_{16})$	44820,1613
$(\dot{m}_{hot} (1+f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold} C_{16} + P_{16}A_{16})$	60032,0343

Dimana *momentum balance*;

$$(\dot{m}_{hot} (1 + f)C_6 + P_6A_6) + (\dot{m}_{cold} C_{16} + P_{16}A_{16}) = (\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A})$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A} =$$

$$(46,6027(1 + 0,0248) \times 317,9107 + 3,3351 \times 0,345)$$

$$+ (70,0390 \times 639,9191 + 3,3351 \times 0,2617)$$

$$\dot{m}_{mix} C_{6A} + P_{6A}A_{6A} = 60032,0343$$

Dengan iterasi setiap kenaikan 0,1 Mach Number di *mixing hot and cold streams* equaitons 8 hal 128. Didapat properties distate 6A sebagai berikut;

Tabel 4.71 Data Properties 6A Kondisi AB MAX After MRO

PROPERTIES STATE 6A		
STATE 6A	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
M_{6A}	1,0199	
P_{6A}	1,7460	bar
T_{6A}	664,8684	K
C_{6A}	514,2575	m/s
ρ_{6A}	0,2094	KJ/Kg K

k. Perhtunga state 7

Dari buku Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanic*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC dan Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing. Dengan *local isentropic stagnation properties* didapat *properties pressure* $p_{6A}=7=$ constant. Karena ada *afterburning*. Sebagai berikut;

$$P_{t_{6A}} = P_{t_7} = 3,3077 \text{ bar}$$

Dengan ada nya reheat yang terjadi di T_{t_7} , maka temperatur naik sebesar 2035,3722 K. Yang berasal dari Appendix B-4 buku *Elements Of Gas Turbine Propulsion*.

$$T_{t_7} = 2035,3722 \text{ K}$$

Tabel 4.72 Data Properties 7 Kondisi AB MAX After MRO

PROPERTIES STATE 7		
STATE 7	AB MAX AFTER MRO	SATUAN

\dot{m}_{AB}	122,3871	kg/s
$A_{AB \text{ MAX}}$	1,0956	m ²
M_7	1,0199	
P_7	1,7460	bar
T_7	1734,8926	K
a_7	814,6899	m/s
C_7	830,9146	m/s
ρ_7	0,1344	KJ/Kg K

Dengan diketahui Tt_7 dan M_7 maka didapat T_7 dengan menggunakan *local isentropic stagnation properties equation* (12.21b);

$$\frac{Tt_7}{T_7} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)$$

$$T_7 = \frac{Tt_7}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{16}^2\right)}$$

$$T_7 = \frac{2035,3722}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} 1,0199^2\right)}$$

$$T_7 = 1734,8926 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_7 , bisa menentukan a_7 dengan *Propagation of Sound Wave equation* (12.18);

$$a_7 = \sqrt{kRT_7}$$

$$a_7 = \sqrt{1,4 \times 0,287 \times 1734,8926 \times 1000}$$

$$a_7 = 814,6899 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_7 dan M_7 maka bisa ditentukan C_7 dengan *Propagation of Sound Waves equation* (12.13);

$$M_7 = \frac{C_7}{a_7}$$

$$C_7 = M_7 \times a_7$$

$$C_7 = 1,0199 \times 814,6899$$

$$C_7 = 830,9146 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui nilai C_7 bisa mencari nilai ρ_7 menggunakan *continuity equation compressible flow*;

$$\dot{m}_{AB} = \rho_7 C_7 A_7$$

$$\rho_7 = \frac{\dot{m}_{AB}}{C_7 A_7}$$

$$\rho_7 = \frac{122,3871}{830,9146 \times 1,0956}$$

$$\rho_{16} = 0,1344 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \text{K}$$

1. Perhitungn state 9

Dari Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220* dan Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing. Diketahui presesntase dari A_j properteies dari state 9. Maka properties distate 9 bisa diketahui sebagai berikut:

Dari presentase A_j bisa diketahui luasan didaerah throat. Diameter dari throat dan divergen bersumber dari dirvegen sizing area *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.

- Diameter A_8 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 33,7 icnhi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.73 Data A_8 Kondisi AB MAX After MRO

A 8		
AJ THROAT	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
64,1867	0,7505	m
100	0,8560	m
A 8	0,4423	m ²

Diameter dari A_8 didapat dari interpolasi;

$$D_8 = 0,5613 + \frac{(64,1867 - 0)}{(100 - 0)} (0,8560 - 0,5613)$$

$$D_8 = 0,7505 \text{ m}$$

Maka luasan A_8

$$A_8 = \pi \times \frac{D_8^2}{4}$$

$$A_8 = \pi \times \frac{0,7505^2}{4}$$

$$A_8 = 0,4423 \text{ m}^2$$

- Diameter A_9 Presentase 0 sebesar 22,098 inchi dan presentase 100 sebesar 40,1 inchi. Dikonversi satuan ke meter.

Tabel 4.74 Data A_9 Kondisi AB MAX After MRO

A ₉		
AJ DIRVERGEN	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
0	0,5613	m
64,1867	0,8564	m
100	1,0210	m
A ₉	0,5759	m ²

Diameter dari D_9 didapat dari interpolasi;

$$D_9 = 0,5613 + \frac{(64,1867 - 0)}{(100 - 0)} (1,0210 - 0,5613)$$

$$D_9 = 0,8564 \text{ m}$$

Maka luasan A_9 ;

$$A_9 = \pi \times \frac{D_9^2}{4}$$

$$A_9 = \pi \times \frac{0,8564^2}{4}$$

$$A_9 = 0,5759 \text{ m}^2$$

Dengan menggunakan rasio luasan di Appendix E Compressible Flow Functions dibuku *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. Didapat M_9 berikut;

$$\frac{A}{A^*}$$

$$\frac{A_9}{A_8} = 1,30191$$

Dari rasio luasan didapat M_9 dengan interpolasi sebagai berikut;

Tabel 4.75 Data M State 9 Kondisi AB MAX After MRO

M STATE 9	
A/A*	M
1,3098	1,6400
1,30191	1,6317
1,3193	1,6500

$$M_9 = 1,6400 + \frac{(1,30191 - 1,3098)}{(1,3193 - 1,3098)} (1,6500 - 1,6400)$$

$$M_9 = 1,6317$$

Dengan diketahui M_9 , didapat properties di state 9;

Tabel 4.76 Data Properties State 9 Kondisi AB MAX After MRO

PROPERTIES STATE 9	SATUAN
P_{t9}/P_9	4,3440
P_a	1,0011 bar
P_9	2,3044 bar
P_{t9}	10,0106 bar
T_9	1410,2315 K
a_9	734,5159 m/s
C_j	1198,4994 m/s

Dengan *local isentropic stagnation properties* equation (12.21b) menggunakan M_9 , didapat P_{t9}/P_9

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,6317^2 \right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$\frac{P_{t9}}{P_9} = 4,3440$$

Dengan diketahui P_{t9}/P_9 bisa didapat P_9 menggunakan parametric cycle analysis of real engines equation (7-86b).

Tabel 4.77 Data Pressure Rasio Kondisi AB MAX After MRO

PRESSURE RASIO	
STATE	AB MAX AFTER MRO
π_r	1
π_d	1,003
π_f	3,120
π_{cH}	25,022
π_b	0,920
π_{tH}	0,278
π_{tL}	0,610
π_m	0,842
π_{AB}	1
π_n	0,97

Dimana;

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \frac{P_a}{P_9} \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_{AB} \pi_n$$

$$P_9 = \frac{P_a \pi_r \pi_d \pi_f \pi_{cH} \pi_b \pi_{tH} \pi_{tL} \pi_m \pi_{AB} \pi_n}{\frac{Pt_9}{P_9}}$$

$$P_9 =$$

$$(1,0011 \times 1 \times 1,003 \times 3,120 \times 25,022 \times 0,920 \\ \times 0,278 \times 0,610 \times 0,842 \times 1 \\ \times 0,97) / (4,3440)$$

$$P_9 = 2,3044 \text{ bar}$$

Dengan diketahui P_9 maka bisa didapat Pt_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation propriesequation* (12.21b);

$$\frac{Pt_9}{P_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = P_9 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

$$Pt_9 = 2,3044 \left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,6317^2\right)^{\frac{1,333}{1,333-1}}$$

$$Pt_9 = 10,0106 \text{ bar}$$

Dengan M_9 dapat diperoleh T_9 menggunakan Dengan *local isentropic stagnation propriesequation* (12.21b);

$$\frac{Tt_9}{T_9} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)$$

$$T_9 = \frac{Tt_9}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_9^2\right)}$$

$$T_9 = \frac{2135,3722}{\left(1 + \frac{1,333-1}{2} 1,6317^2\right)}$$

$$T_9 = 1410,2315 \text{ K}$$

Dengan diketahui T_9 , bisa menentukan a_9 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.18);

$$a_9 = \sqrt{kRT_9}$$

$$a_9 = \sqrt{1,333 \times 0,287 \times 1410,2315 \times 1000}$$

$$a_9 = 734,5159 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Dengan diketahui a_9 dan M_9 maka bisa ditentukan C_9 dengan *Propagation of Sound Waves* equation (12.13);

$$M_9 = \frac{C_9}{a_9}$$

$$C_9 = M_9 \times a_9$$

$$C_9 = 1,6317 \times 734,5159$$

$$C_j = C_9 = 1198,4994 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

m. Perhitungan Thrust

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Yang didapat keadaan nozzle

under-expanded atau over-expanded. Maka Thrust bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.78 Data Thrust Kondisi AB MAX After MRO

THRUST		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
\dot{m}_{AB}	122,3871	kg/s
C_a	0	m/s
C_j	1198,4994	m/s
P_a	1,0011	bar
P_9	2,3044	bar
A_j	0,5759	m ²
F	146681,6418	N

Dengan $P_9 > P_a$ maka keadaan nozzle under-expanded menurut buku *Elements Of Gas Turbine Propulsion* bab 3 hal 172., sehingga thrust didapat;

$$F = \dot{m}_{mix}(C_j - C_a) + A_j (P_9 - P_a)$$

$$F = 122,3871(1198,4994 - 0) + 0,5759(2,3044 - 1,0011)$$

$$F = 146681,6418N$$

n. Perhitungan SFC

Dari buku Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley. Maka SFC bisa diketahui sebagai berikut:

Tabel 4.79 Data SFC Kondisi AB MAX After MRO

SFC		
STATE	AB MAX AFTER MRO	SATUAN
$\dot{m}_{fuel\ total}$	5,6555	kg/s
F	146681,6418	N
SFC	0,1388021	kg/N.h

Dengan menggunakan SFC di bab 2 hal 71;

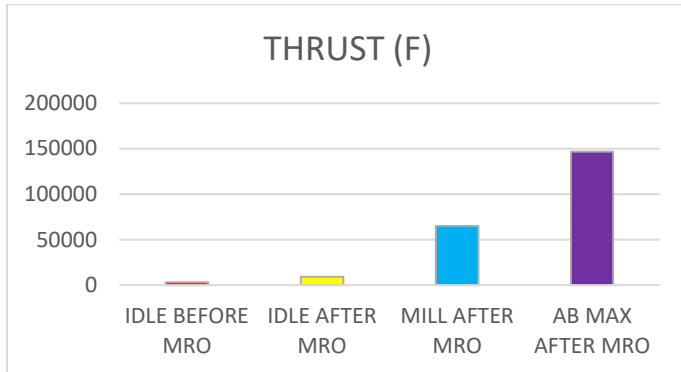
$$SFC = \frac{\dot{m}_{fuel\ total}}{F}$$

$$SFC = \frac{5,6555 \times 3600}{146681,6418}$$

$$SFC = 0,1388021 \frac{\text{kg}}{\text{N}} \cdot \text{h}$$

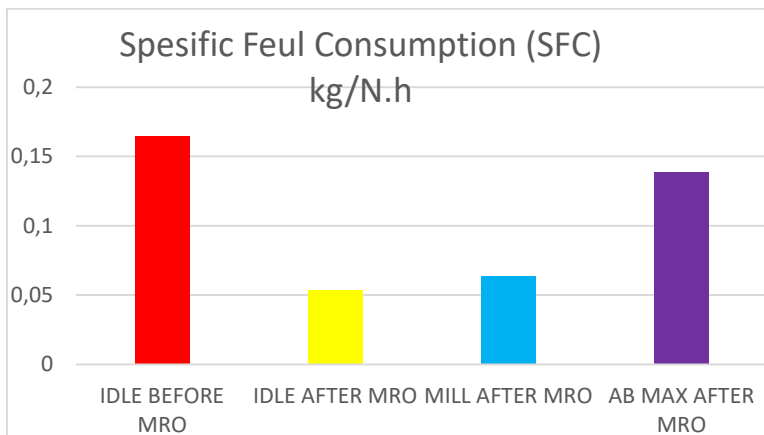
4.9 Performa Dari Sebelum dan Sesudah MRO

Dari MRO (Maintenance Repair Overhaul) yang dilakukan di Skatek 042, didapat hasil berupa grafik sebelum dan setelah MRO. Hasil hasil ini menunjukkan kenaikan trhrust di konsisi idle sebelum ke sesudah MRO sebesar 5854,9448 N. Dan menghasilkan thrust di kondisi mill 65117,5052 N, sedangkan dalam kondisi AB MAX menghasilkan thrust sebesar 146681,6418 N. Berikut ini grafik yang dihasilkan dari sebelum dan sesudah MRO;



Gambar 4.4 Grafik Thrust Sebelum dan Sesudah MRO

Selain Thrust yang menjadi output tetapi juga specific feul consumption. Dengan grafik yang dihasilkan dari sebelum dan sesudah MRO, menunjukkan bahwa pada kondisi idle sebelum ke sesudah MRO mengalami penurunan sebesar 0,11089 kg/N.h, sedangkan dalam kondisi dari mill SFC sebesar 0,06387 kg/N.h, sedangkan dalam kondisi AB MAX sebesar 0,1388 kg/N.h. Berikut ini grafik SFC yang dihasilkan sebelum dan sesudah MRO;



Gambar 4.5 Grafik SFC Sebelum dan Sesudah MRO

Dengan dari data kedua grafik diatas disimpulkan bahwa MRO yang dilakukan menghasilkan kenaikan thrust sebesar 5854,9448 N dan penurunan SFC sebesar 0,11089 kg/N.h dalam kondisi idle.

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Dengan permasalahan yang terjadi di engine F100-PW-220 berupa *blow out* saat *idle to AB MAX*, maka dilakukan perawatan yang berupa penggantian main feul pump sesuai dengan maintenance manual *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*. Dengan data yang didapat pada kondisi sebelum dan sesudah penggantian *main feul pump*.

Berdasarkan perhitungan yang dilakukan pada kondisi idle sebelum dan sesudah penggantian mainfeul pump, memberikan kenaikan *thrust* sebesar 5854,9248 N dan *SFC* mengalami penurunan sebesar 0,11089 kg/N.h. Dengan perbandingan *thrust* dan *SFC* di kondisi idle sebelum dan sesudah penggantian *main feul pump*, maka dapat disimpulkan bahwa terjadi *blow out* saat *idle to AB MAX* dikarena keadaan dari *main feul pump* yang tidak berkerja sesuai kebutuhan. Sehingga terjadi *blow out* saat *idle to AB MAX*.

Sedangkan dalam kondisi mill menghasilkan *thrust* sebesar 65117,5052 N dan *SFC* dari kondisi ini sebesar 0,06387 kg/N.h. Pada kondisi AB MAX menghasilkan *thrust* sebesar 146681,6418 N dan *SFC* kondisi ini sebesar 0,1388 kg/N.h.

5.2 Saran

Berdasarkan perhitungan, analisis, dan kesimpulan dapat disampaikan beberapa saran untuk pengembangan penelitian selanjutnya sebagai berikut :

- Melakukan perhitungan yang menggunakan fungsi putaran pada N1 dan N2, sehingga hasilnya lebih real.

- Melakukan perhitungan dengan menggunakan reaksi kimia di combustion chamber maupun di afterburner.

DAFTAR PUSTAKA

1. Saravanamutto, H.I.H., Cohen, H., and Rogers, G.F.C. 2001. *Gas Turbine Theory*. Fifth Edition. India : Dorling Kindersley.
2. Mattingly, Jack D. with a foreword by Hans Von Ohain. 2005. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*. New Delhi : Tata McGraw Hill Publishing.
3. Pritchard, Philip J., 2011. *Introduction To Fluid Mechanics*. Eight Edition. United State America : R.R. Donnelley-JC.
4. Mobley, R. Keith. 2002. *An Introduction To Predictive Maintenance*. Second Edition. United State America : Elsevier Science.
5. Pratt & Whitney. *Introduction Intermediate Level Maintenance F100-PW-220*.
6. Abdul-Nabe, Rana Adil and Tariq, Mohammad. 2014. *Thermal Analysis Of A Gas Turbine Cycle For A Turbojet Engine*. International Journal Of Advanced Research In Engineering And Technology (IJARET). Allahabad India.

(halaman ini sengaja dikosongkan)

Lampiran 1 : Tabel Konversi Satuan

TABLE A.1

Conversion Factors

Area (A)	
$1 \text{ mm}^2 = 1.0 \times 10^{-6} \text{ m}^2$	$1 \text{ ft}^2 = 144 \text{ in.}^2$
$1 \text{ cm}^2 = 1.0 \times 10^{-4} \text{ m}^2 = 0.1550 \text{ in.}^2$	$1 \text{ in.}^2 = 6.4516 \text{ cm}^2 = 6.4516 \times 10^{-4} \text{ m}^2$
$1 \text{ m}^2 = 10.7639 \text{ ft}^2$	$1 \text{ ft}^2 = 0.092903 \text{ m}^2$
Conductivity (K)	
$1 \text{ W/m}\cdot\text{K} = 1 \text{ J/s}\cdot\text{m}\cdot\text{K}$ $= 0.577789 \text{ Btu/h}\cdot\text{ft}\cdot\text{R}$	$1 \text{ Btu/h}\cdot\text{ft}\cdot\text{R} = 1.730735 \text{ W/m}\cdot\text{K}$
Density (ρ)	
$1 \text{ kg/m}^3 = 0.06242797 \text{ lbm/ft}^3$	$1 \text{ lbm/ft}^3 = 16.01846 \text{ kg/m}^3$
$1 \text{ g/cm}^3 = 1000 \text{ kg/m}^3$	
$1 \text{ g/cm}^3 = 1 \text{ kg/L}$	
Energy (E, U)	
$1 \text{ J} = 1 \text{ N}\cdot\text{m} = 1 \text{ kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}^2$	
$1 \text{ J} = 0.737562 \text{ lbf}\cdot\text{ft}$	$1 \text{ lbf}\cdot\text{ft} = 1.355818 \text{ J}$
$1 \text{ cal (Int.)} = 4.18681 \text{ J}$	$= 1.28507 \times 10^{-3} \text{ Btu}$
	$1 \text{ Btu (Int.)} = 1.055056 \text{ kJ}$
$1 \text{ erg} = 1.0 \times 10^{-7} \text{ J}$	$= 778.1693 \text{ lbf}\cdot\text{ft}$
$1 \text{ eV} = 1.60217733 \times 10^{-19} \text{ J}$	
Force (F)	
$1 \text{ N} = 0.224809 \text{ lbf}$	$1 \text{ lbf} = 4.448222 \text{ N}$
$1 \text{ kp} = 9.80665 \text{ N (1 kgf)}$	
Gravitation	
$g = 9.80665 \text{ m/s}^2$	$g = 32.17405 \text{ ft/s}^2$
Heat capacity (C_p, C_v, C_s), specific entropy (s)	
$1 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K} = 0.238846 \text{ Btu/lbm}\cdot\text{R}$	$1 \text{ Btu/lbm}\cdot\text{R} = 4.1868 \text{ kJ/kg}\cdot\text{K}$
Heat flux (per unit area)	
$1 \text{ W/m}^2 = 0.315098 \text{ Btu/h}\cdot\text{ft}^2$	$1 \text{ Btu/h}\cdot\text{ft}^2 = 3.15459 \text{ W/m}^2$

Lampiran 1 (Lanjutan)

TABLE A.1 (continued)
Conversion Factors

Heat-transfer coefficient (<i>h</i>)		
1 W/m ² -K = 0.176 11 Btu/h-ft ² -°R		1 Btu/h-ft ² -°R = 5.678 26 W/m ² -K
Length (<i>L</i>)		
1 mm = 0.001 m = 0.1 cm		1 ft = 12 in.
1 cm = 0.01 m = 10 mm = 0.3937 in.		1 in. = 2.54 cm = 0.0254 m
1 m = 3.280 84 ft = 39.370 in.		1 ft = 0.3048 m
1 km = 0.621 371 mi		1 mi = 1.609 344 km
1 mi = 1609.3 m (US statute)		1 yd = 0.9144 m
Mass (<i>m</i>)		
1 kg = 2.204 623 lbm		1 lbm = 0.453 592 kg
1 tonne = 1000 kg		1 slug = 14.5939 kg
1 grain = 6.479 89 × 10 ⁻⁵ kg		1 ton = 2000 lbm
Moment (torque, <i>T</i>)		
1 N-m = 0.737 562 lbf-ft		1 lbf-ft = 1.355 818 N-m
Momentum (<i>mV</i>)		
1 kg-m/s = 7.232 94 lbm-ft/s = 0.224 809 lbf-s		1 lbm-ft/s = 0.138 256 kg-m/s
Power (\dot{Q}, \dot{W})		
1 W = 1 J/s = 1 N-m/s = 0.737 562 lbf-ft/s		1 lbf-ft/s = 1.355 818 W = 4.626 24 Btu/h
1 kW = 3412.14 Btu/h		1 Btu/s = 1.055 056 kW
1 hp (metric) = 0.735 499 kW		1 hp (UK) = 0.7457 kW = 550 lbf-ft/s = 2544.43 Btu/h
1 ton of refrigeration = 3.516 85 kW		1 ton of refrigeration = 12 000 Btu/h
Pressure (<i>P</i>)		
1 Pa = 1 N/m ² = 1 kg/m-s ²		1 lbf/in. ² = 6.894 757 kPa
1 bar = 1.0 × 10 ⁵ Pa = 100 kPa		
1 atm = 101.325 kPa = 1.013 25 bar = 760 mm Hg [0°C] = 10.332 56 m H ₂ O [4°C]		1 atm = 14.695 94 lbf/in. ² = 29.921 in. Hg [32°F] = 33.8995 ft H ₂ O [4°C]
1 torr = 1 mm Hg [0°C]		
1 mm Hg [0°C] = 0.133 322 kPa		1 in. Hg [0°C] = 0.491 15 lbf/in. ²
1 m H ₂ O [4°C] = 9.806 38 kPa		1 in. H ₂ O [4°C] = 0.036 126 lbf/in. ²
Specific energy (<i>e</i>, <i>u</i>)		
1 kJ/kg = 0.429 92 Btu/lbm = 334.55 lbf-ft/lbm		1 Btu/lbm = 2.326 kJ/kg 1 lbf-ft/lbm = 2.989 07 × 10 ⁻³ kJ/kg = 1.285 07 × 10 ⁻³ Btu/lbm

Lampiran 1 (Lanjutan)

TABLE A.1 (continued)

Conversion Factors

Specific kinetic energy ($\frac{1}{2} V^2$)	
1 m ² /s ² = 0.001 kJ/kg	1 ft ² /s ² = 3.9941 × 10 ⁻⁵ Btu/lbm
1 kJ/kg = 1000 m ² /s ²	1 Btu/lbm = 250.37 ft ² /s ²
Specific potential energy (Zg)	
1 m-g _{int} = 9.806 65 × 10 ⁻³ kJ/kg	1 ft-g _{int} = 1.0 lbf-ft/lbm
= 4.216 07 × 10 ⁻³ Btu/lbm	= 0.001 285 Btu/lbm
	= 0.002 989 kJ/kg
Specific volume (v)	
1 cm ³ /g = 0.001 m ³ /kg	
1 cm ³ /g = 1 L/kg	
1 m ³ /kg = 16.018 46 ft ³ /lbm	1 ft ³ /lbm = 0.062 428 m ³ /kg
Temperature (T)	
1 K = 1°C = 1.8 R = 1.8 F	1 R = (5/9) K
TC = TK - 273.15	TF = TR - 459.67
= (TF - 32)/1.8	= 1.8 TC + 32
TK = TR/1.8	TR = 1.8 TK
Universal Gas Constant	
$\bar{R} = N_A k = 8.314 51$ kJ/kmol-K	$\bar{R} = 1.985 89$ Btu/lbmol-R
= 1.985 89 kcal/kmol-K	= 1545.36 lbf-ft/lbmol-R
= 82.0578 atm-L/kmol-K	= 0.730 24 atm-ft ³ /lbmol-R
	= 10.7317 (lbf/in. ²)-ft ³ /lbmol-R
Velocity (V)	
1 m/s = 3.6 km/h	1 ft/s = 0.681 818 mi/h
= 3.280 84 ft/s	= 0.3048 m/s
= 2.236 94 mi/h	= 1.097 28 km/h
1 km/h = 0.277 78 m/s	1 mi/h = 1.466 67 ft/s
= 0.911 34 ft/s	= 0.447 04 m/s
= 0.621 37 mi/h	= 1.609 344 km/h
Volume (V)	
1 m ³ = 35.3147 ft ³	1 ft ³ = 2.831 685 × 10 ⁻² m ³
1 L = 1 dm ³ = 0.001 m ³	1 in. ³ = 1.6387 × 10 ⁻⁵ m ³
1 Gal (US) = 3.785 412 L	1 Gal (UK) = 4.546 090 L
= 3.785 412 × 10 ⁻³ m ³	1 Gal (US) = 231.00 in. ³

Lampiran 2 : Engine Test Requirements

ENGINE TEST SUMMARY
ENGINE TEST REQUIREMENTS

Table C.3-1. Engine Test Requirements

MODULE PART COMPONENT	CORE RUN-IN*	ENGINE ACCEPTANCE TEST	SEC FUNCTIONAL CHECK	PRIMARY FUNCTIONAL CHECK	POSITION SYSTEM FUNCTIONAL CHECK	ACCEL/DECEL CHECK	IDLE FUNCTIONAL CHECK
MODULE REMOVAL/ INSTALLATION							
AUGMENTOR							
CORE	-	-	-	-	-	* 1	-
COMPRESSOR							
LPT	*	*	*	*	*	*	*
FAN	-	*	*	*	*	*	*
GEARBOX	-	*	*	*	*	*	*
HPT	-	*	*	*	*	*	*
NON-MODULAR REMOVAL/INSTALLATION							
BEARINGS							
BLADES	-	*	*	*	*		*
-HPT	-	*	*	*	*		*
-FAN	-	*	*	*	*		*
-LPT	-	* 2	*	*	*		*
CASES- FAN DUCTS (F & R)	-	*	*	*	*		*
FAN INLET	-	-	*	*	*	*	*
COMBUSTION CHAMBER	-	*	*	*	*	*	*
FUEL NOZZLE	-	*	*	*	*	*	*
SPRAY RINGS	-	*	*	*	*	*	*
VANES	-	*	*	*	*	*	*
-HPT	-	*	*	*	*	*	*
-LPT	-	*	*	*	*	*	*
-	-	*	*	*	*	*	*

*IF REQUIRED BY
AFTO 95 FORM

1. ENGINE START AND ACCEL/DECEL CHECK ARE REQUIRED AFTER AUGMENTOR AND/OR NOZZLE BURN-THROUGH.
2. HARD TO ROTATE FAN MODULES MUST BE RUN AT IDLE IN PRIMARY MODE FOR FIVE MINUTES. FAN SHOULD ROTATE FREELY BY HAND AFTER IDLE CHECK RUN.

27866
P10

Pratt & Whitney
A United Technologies Company

FOR TRAINING PURPOSES ONLY Subject to export and disclosure limitations on the page "About This Guide" P&W PROPRIETARY INFORMATION

Lampiran 2 (Lanjutan)

ENGINE TEST SUMMARY							
ENGINE TEST REQUIREMENTS							
Table C-1-1 Engine Test Requirements (Continued)							
MODULE PART COMPONENT	CRF R/N, N ^o	ENGINE ACCEPTANCE TEST	SET FUNCTIONAL CHECK	PRELIMINARY FUNCTIONAL CHECK	IGNITION SYSTEM FUNCTIONAL CHECK	ACTU. DETAIL CHECK	FUNCTIONAL CHECK
NON-MODULAR COMPONENTS REMOVAL/INSTALLATION (CONT'D)							
CTVV CONTROL		*	*	*	*	*	*
- EHV		*	*	*	*	*	*
DEEC		*	*	*	*	*	*
- BOARD		*	*	*	*	*	*
- SENSOR		*	*	*	*	*	*
AUG FUEL PUMP CONTROLLER		*	*	*	*	*	*
POST-FULL REVV		*	*	*	*	*	*
CABLE - ELEC		*	*	*	*	*	*
- SIGNAL S		*	*	*	*	*	*
- IGNITION		*	*	*	*	*	*
- GAS GENERATOR		*	*	*	*	*	*
- AUGMENTOR		*	*	*	*	*	*
CYLINDER		*	*	*	*	*	*
- CTVV		*	*	*	*	*	*
- REVV		*	*	*	*	*	*
FILTERS		*	*	*	*	*	*
- GEAR PUMP		*	*	*	*	*	*
- OIL		*	*	*	*	*	*
- MAIN FUEL GENERATOR - STATOR		*	*	*	*	*	*
- ROTOR		*	*	*	*	*	*
IGNITOR		*	*	*	*	* 2	*
LOD (LIGHT-OFF DETECTOR)		*	*	*	*	*	*
IDL (ENGINE DIAGNOSTIC UNIT)		*	*	*	*	*	*
- BOARD		*	*	*	*	*	*
EXCTER		*	*	*	*	* 2	*
MAIN FUEL GEAR PUMP		*	*	*	*	*	*
OIL PUMP		*	*	*	*	*	*
AUGMENTOR FUEL PUMP		*	*	*	*	*	*
FITT POBE		*	*	*	*	*	*
PTA PROBE		*	*	*	*	*	*
PTZ PROBE (ELEC)		*	*	*	*	*	*
NI SENSOR		*	*	*	*	*	*
PRD VALVE		*	*	*	*	*	*
ANTI-ICING VALVE		*	*	*	*	*	*
COOLERS - A/O		*	*	*	*	*	*
- F/O		*	*	*	*	*	*

2. FUNCTIONAL CHECK USING PWA 50025 IGNITION SYSTEM TEST SET IS OPTIONAL

*IF REQUIRED BY AFTO 95 FORM 92640

Lampiran 2 (Lanjutan)

ENGINE TEST SUMMARY ENGINE TEST REQUIREMENTS

Table C-1-1. Engine Test Requirements (Continued)

MODULE PART COMPONENT	CORE RES. IN*	ENGINE ACCEPTANCE TEST CHECK	SECTIONAL FUNCTIONAL CHECK	PRIMARY FUNCTIONAL CHECK	IGNITION SYSTEM FUNCTIONAL CHECK	ACCEL. DECEL CHECK	IDLE/FUNCTIONAL CHECK
COMPONENTS							
REMOVAL/INSTALLATION (CONT'D)							
PS2 PROBE	-	-	-	-	-	-	*
START BLEED ACTUATOR	-	-	-	-	-	-	*
ENPT (EXHAUST NOZZLE POS. TRANS)	-	-	-	-	-	-	*
MGPT (MAIN OIL PRESSURE TRANS)	-	-	-	-	-	-	*
MAIN FUEL CONTROL	-	-	-	*	-	-	-
- IGNITION SYSTEM	-	-	-	-	*	-	-
- S/B SOLENOID	-	-	-	-	-	*	*
- MODE SOLENOID	-	-	*	-	-	-	-
- RCVV EHV	-	-	-	-	-	-	-
- MV EHV	-	-	-	*	-	-	-
- METERING VALVE RESOLVER	-	-	-	-	-	-	*
- PLA RESOLVER	-	-	* 3	-	-	-	*
- T12 SENSOR	-	-	-	-	-	-	*
AUG FUEL CONTROL	-	-	-	-	-	-	*
- DUCT MV EHV	-	-	-	-	-	-	*
- CORE MV EHV	-	-	-	-	-	-	*
- SEG SEQ EHV	-	-	-	-	-	-	*
- FILL SWITCH AND IGN RELAY	-	-	-	-	-	-	*
- DUCT METERING VALVE RESOLVER	-	-	-	-	-	-	*
- CORE METERING VALVE RESOLVER	-	-	-	-	-	-	*
- SEGMENT SEQUENCE VALVE RESOLVER	-	-	-	-	-	-	*
CENC	-	-	-	-	-	-	*
- EHV	-	-	-	-	-	-	*
- ARMATOR	-	-	*	-	-	-	*
OIL TANK	-	-	-	-	-	-	*
PRIMARY/SECONDARY FLEX SHAFTS	-	-	-	-	-	-	*
NOZZLE ACTUATOR	-	-	-	-	-	-	*
BREATHER PRESSURIZING VALVE	-	-	-	-	-	-	*
3. MONITOR PLA POSITION WITH EAU DURING FUNCTIONAL CHECK. DURING START, MONITOR PLA POSITION (0024) AT BOTH CUTOFF AND IDLE. TERMINATE START ATTEMPT IF EITHER VALUE IS OUT OF LIMITS							*IF REQUIRED BY AFTO 95 FORM
THROTTLE							PLA
CUTOFF							0 TO 4 DEGREES
IDLE							14 TO 19 DEGREES

02941



FOR TRAINING PURPOSES ONLY


Subject to export and disclosure limitations on the page "About This Guide"

F100

P&W PROPRIETARY INFORMATION

10/7 SEPT 2012

Lampiran 3 : Perintah Kerja Utama

TNI ANGKATAN UDARA		BENTUK : 12000
PERINTAH KERJA UTAMA		
Nomor : PKU/120/III/2019		
1. Rujukan	:	B/ND-310/III/2019/Skd 3
2. Kepada	:	Komandan Skatek 042 Lanud Iswahjudi
3. Untuk	:	Perbaiki Engine yg mengalami Altitude 40.000 feet AB blow out saat Throttle snap dari idle ke max AR MFL Engine 022 & 026
Nama Barang	:	Engine F-100
Type Barang	:	F100-PW-220
Nomor Barang	:	P/N : - S/N : PW-E680433
Usia	:	TSN : 1206.8 jam TSO : -
Asal	:	Skadron Udara 3
Pekerjaan Menurut	:	-
Jumlah Pesanan	:	1 Ea / Buah / Set / Pasang
Dikerjakan mulai tanggal	:	28 - 03 - 2019 Sampai dengan selesai
Madiun, 29 Maret 2019		
a.n. Komandan Pangkalan TNI AU Iswahjudi Kepala Dinas Logistik Mewakili,		
		
Tn Handika Himawan Letkol Tek NRP 528646		

Lampiran 3 (Lanjutan)

TNI ANGKATAN UDARA

BUKTI SERAH TERIMA MOTOR PESAWAT TERBANG

Jenis Motor : F100-PW-220
Part No. Motor : 4075300
No. Seri Motor : PW-E680433
Usia Motor : 1206.8 Hrs
8387.3 Hrs / 11959 Ccy (EOT)
Sisa Usia : 2679.2 Hrs (Gearbox Module)

Diserahkan Oleh : Komandan Skadron Teknik 042 Lanud Iswahjudi

Diterima Oleh : Komandan Skadron Udara 3 Wing 3 Lanud Iswahjudi

Tanggal : April 2019

Alasan : Selesai Pemeliharaan Rectifikasi :
Altitude 40.000 Feet AB Blow Out saat Throttle Snap dari Idle ke Max Alt
MFL Engine 022 & 026

LAMPIRAN : Bentuk 14502 Catatan Kerusakan dan Penggantian komponen
 Bentuk 14201 Keterangan Lulusan Motor Pesawat Terbang
 Bentuk 21500 Riwayat Komponen
 Bentuk 21200 Riwayat Motor / Log Book Motor
 Data Run Sheet sesuai T.O. 2J-F100-41-2 WP 013 00
 Bentuk 12000 Perintah Kerja Utama (PKU)

DITERIMA OLEH

DISERAHKAN OLEH

Komandan Skadron Teknik 042,

A. Subagio, M. Han
Letkol Tek NRP 526243

Lampiran 3 (Lanjutan)

TNI ANGKATAN UDARA		
KETERANGAN LULUSAN MOTOR PESAWAT TERBANG		
Type :	No Seri :	Kesatuan :
F100-PW-220	PW-E680433	Skatek 042 Lanud Iswahjudi
<input checked="" type="checkbox"/>	1. SEMUA PEKERJAAN PADA MOTOR PESAWAT TELAH SELESAI DILAKSANAKAN	
<input checked="" type="checkbox"/>	2. SEMUA DAFTAR PEMERIKSAAN TELAH DISELESAIKAN DAN DITANDA TANGAN SETELAH DIPERIKSA	
<input checked="" type="checkbox"/>	3. SEMUA DOKUMEN MOTOR PESAWAT TELAH DISELESAIKAN	
<input checked="" type="checkbox"/>	4. LAPORAN PENGUJIAN MOTOR MEMENUHI PESAWAT TERBANG	
<input checked="" type="checkbox"/>	5. KEMAMPUAN MOTOR PESAWAT TELAH MEMENUHI SYARAT SESUAI T.O. 2J-F100-46-1 s.d. 11 T.O. 2J-F100-41-1 s.d. 3	
Tanggal :	Dilaksanakan oleh :	Diluluskan oleh :
April 2019	Kasihar, Aep Komarulloh Mayor Tek NRP 532354	Kasidalkual Mewakili, Amir Yadi Kapten Tek NRP 511237

Lampiran 3 (Lanjutan)

PANGKALAN TNI AU ISWAHJUDI		ENGINE F-100 PW 720 RUN SHEET						
SKADRON TEKNIK 042		PRIMARY FUNCTIONAL CHECK						
1	ENGINE S/N	E 680433	FRIG	44/202 21				
2	DATE	30-03-2019	DEEP VI	NEEC 1702				
3	REASON FOR TEST	Change MFC	EXT BEFORE	327 2				
4	REFERENSI	TO 2J-F100-41-02 WP 014 00	EXT AFTER	325 5				
I. MOTOR ENGINE PER : TO 2J-F100-41-02 WP 010 02								
II. START ENGINE IN PRIMARY MODE PER TO 2J-F100-41-02 WP 010 00								
NO	DATA START	0	1	2	3	4	5	6
1	LO (WITHIN 20 SEC)		9					
2	N2 RPM 8400	Dry / Wet	18					
3	FTIT (MAX 680)		439					
4	MOP (20-80 PSID)		40					
5	MODE	Motor	Pry					
III. PRIMARY FUNCTIONAL CHECK								
STEP	PARAMETER	LIMITS	VALUE	REMARK				
1	Start Engine in PRY MODE per WP 010		Ok					
2	Engine stabilize at idle 5 minute		Ok					
3	Check and Record Idle Operation		Ok					
	N1C2 Rpm	(4200-4400)	4290					
	FTIT	(max 575 ° C)	429					
	AJ / ENP	70% - 95%	85					
4	Advance Throt to 11.200 N2 Rpm (Stabilize for 1 mnt)	No limit Exceeded	Ok					
5	Check Part Power Operation PLA : 44	No limit Exceeded	Ok					
	Check part Power : T12		31					
	N2	LT. 13200	11267					
	N1	LT. 11500	8146					
	FTIT	LT. 970 °c	593					
6	Snap Throttle to Idle		Ok					
7	Shut down engine per WP 019 00		Ok					
KETERANGAN :								
Engine dinyatakan " S "								
Tanggal,	Inspector,	Recorder,	Operator,	Ground Man.				
30 Maret 2019	Bintoro A Pelda / 521050	Sunarto Serka / 522109	Ali W Serka / 535157	Schidin Praka / 54096				

Lampiran 3 (Lanjutan)

PANGKALAN TNI AU ISWAHJUDI SKADRON TEKNIK 042		ENGINE F-100 PW 220 RUN SHEET SECONDARY FUNCTIONAL CHECK						
1	ENGINE S/N	E 680433	1	PN MFC	442632-23			
2	DATE	30-3-2019	2	DEEC VI	NEEC 1792			
3	REASON FOR TEST	Change MFC	3	EOT BEFORE	325,5			
4	REFERENSI	TO. 2J-F100-41-02 WP 014 00	4	EOT AFTER	325,8			
I. MOTOR ENGINE PER : TO 2J-F100-41-02 WP 010 02								
II. START ENGINE IN SECONDARY MODE PER TO. 2J-F100-41-02 WP 010 00								
NO	DATA START	0	1	2	3	4	5	6
1	LO (WITHIN 20 SEC)		6					
2	N2 RPM 8400	Dry / Wet						
3	FTIT (MAX 680)		500					
4	MOP (20-80 PSID)		41					
5	MODE	Motor	Sec					
III. SECONDARY FUNCTIONAL CHECK PROCEDURE								
STEP	PARAMETER	LIMITS	VALUE	REMARK				
1	Start Engine in SEC MODE per WP 010		Ok					
2	Engine stabilize at Idle for 5 minutes		Ok					
3	Anti-Ice Switch to OFF. Stabilize of 30 sec	Green OFF	Ok					
4	Check and Record Idle Operation :							
	a. RCWV (EAU) per WP 012 table 9 or 10		-33,8					
	b. T12		28					
	c. CIVV (EAU)	(-27 to -23)	-25					
	d. N2C2 5 (EAU) Rpm per WP 012 table 11		9686					
	e. AJ / ENP	LT. 5%	1,2					
	f. PLA (EAU)	PLA 15° to 20°	17					
5	Anti-Ice Switch to ON. Stabilize for 30 sec	Amber ON	Ok					
	N2C2 5 (EAU) Rpm							
6	Advance to 35°- 40° PLA. Stabilize 1 minutes	No limit Exceeded	Ok					
7	Check Part Power Operation							
	a. RCWV (EAU) per WP 012 table 9 or 10		-18					
	b. T12		28					
	c. CIVV (EAU)	(-27 to -23)	-25					
	c. AJ / ENP	LT. 5%	1,2					
8	Snap Throttle to Idle. Stabilize for 30 sec		Ok					
9	Place MODE SELECT switch to PRY	Green ON	Ok					
	AJ / ENP	70% - 95%	86					
10	Advance to 70° PLA	TAI - increases	Ok					
11	Retard Throttle to Idle	TAI - decreases	Ok					
12	Advance Throttle to 9.800 N2 Rpm. Stab. 1 min.	No limit Exceeded	Ok					
13	Place MODE switch to SEC. Stab. 1 minutes	Amber ON	Ok					
	AJ / ENP	LT. 5%	1,7					
14	Snap Throttle to Idle. Stabilize 30 sec		Ok					
15	Place MODE SELECT switch to PRY		Ok					
	AJ / ENP	70% - 95%	86					
16	Shut down engine per WP. 019 00		Ok					
KETERANGAN :								
Engine dinyatakan " S "								
Tanggal,	Inspector,	Recorder,	Operator,	Ground Man,				
30 Maret 2019	Bintoro A. Peltu / 521050	Sunarto Serka / 522109	All W. Serka / 535157	Sohidin Praka / 540666				

Lampiran 4 : Tabel B-4 *Elements of Gas Turbine Propulsion*

TABLE B-4
Temperature/pressure data for some engines

Engine	Pegasus	JT3D	JT8D	JT9D	F100-PW-100	
Type:	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	
Exhaust	Separate	187 Turbojet	Separate	Mixed	Separate	Mixed w/SAB
P_{02} (psia)	14.7	14.7	14.7	14.7	14.7	13.1
T_{02} (°F)	59	59	59	59	59	59
P_{023} (psia)	36.1	54	63	60	32.1	
T_{023} (°F)	242	330	360	355	210	
P_{024} (psia)	36.2		26	29	22.6	39.3
T_{024} (°F)	257		370	390	150	297
P_{02} (psia)	216.9	167	200	233	316	316
T_{02} (°F)	708	660	715	690	660	1,014
P_{03} (psia)		158	190	220	302	304
T_{03} (°F)	1,028	1,270	1,600	1,720	1,970	1,966
P_{04} or P_{05} (psia)	290.3	36			30.9	39.0
T_{04} or T_{05} (°F)	510	1,013			650	1,966
P_{06} (psia)						36.0
T_{06} (°F)						303
P_{07} (psia)				29		37.5
T_{07} (°F)				660		660
P_{08} (psia)		30.9	29	29	30.9	33.0
T_{08} (°F)		2,540	660	660	650	1,264
P_{09} (psia)	36.2		26		22.4	
T_{09} (°F)	257		370		150	
Bypass ratio α	1.4	n/a	1.26	1.1	5.0	6.69
Thrust (lb)	21,500	15,000	18,000	14,000	43,980	23,700
Airflow (lb/sec)	444	167	400	315	1,695	224

Sources: Reference 68 and manufacturers' literature.

Lampiran 5 : *compressible flow Elements Of Gas Turbine Propulsion*

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)						
M	T/T_0	P/P_0	ρ/ρ_0	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g}$	M
0	1	1	1	Indef	0	0
0.01	0.999984	0.999934	0.999950	5.83277	0.011532	0.01
0.02	0.999934	0.999734	0.999800	29.1689	0.023060	0.02
0.03	0.999852	0.999402	0.999550	19.4516	0.034580	0.03
0.04	0.999736	0.998937	0.999200	14.5947	0.046087	0.04
0.05	0.999588	0.998339	0.998751	11.6819	0.057579	0.05
0.06	0.999406	0.997610	0.998202	9.74111	0.069050	0.06
0.07	0.999192	0.996748	0.997554	8.35585	0.080498	0.07
0.08	0.998945	0.995755	0.996807	7.31775	0.091917	0.08
0.09	0.998665	0.994632	0.995961	6.51110	0.103305	0.09
0.10	0.998353	0.993378	0.995017	5.86647	0.114656	0.10
0.11	0.998007	0.991994	0.993974	5.33967	0.125968	0.11
0.12	0.997630	0.990481	0.992834	4.90125	0.137236	0.12
0.13	0.997219	0.988840	0.991597	4.53081	0.148457	0.13
0.14	0.996776	0.987071	0.990264	4.21378	0.159626	0.14
0.15	0.996301	0.985176	0.988834	3.93949	0.170740	0.15
0.16	0.995794	0.983155	0.987308	3.69992	0.181796	0.16
0.17	0.995254	0.981010	0.985688	3.48894	0.192788	0.17
0.18	0.994682	0.978741	0.983973	3.30181	0.203715	0.18
0.19	0.994079	0.976349	0.982165	3.13474	0.214572	0.19
0.20	0.993443	0.973836	0.980263	2.98473	0.225356	0.20
0.21	0.992776	0.971202	0.978269	2.84935	0.236064	0.21
0.22	0.992077	0.968450	0.976184	2.72660	0.246691	0.22
0.23	0.991347	0.965580	0.974009	2.61484	0.257235	0.23
0.24	0.990585	0.962594	0.971743	2.51270	0.267691	0.24
0.25	0.989793	0.959494	0.969388	2.41902	0.278058	0.25
0.26	0.988969	0.956279	0.966946	2.33283	0.288332	0.26
0.27	0.988114	0.952953	0.964416	2.25329	0.298509	0.27
0.28	0.987229	0.949517	0.961800	2.17970	0.308587	0.28
0.29	0.986313	0.945972	0.959099	2.11145	0.318563	0.29
0.30	0.985367	0.942320	0.956314	2.04799	0.328433	0.30
0.31	0.984391	0.938563	0.953445	1.98888	0.338195	0.31
0.32	0.983385	0.934702	0.950495	1.93369	0.347846	0.32
0.33	0.982349	0.930740	0.947464	1.88209	0.357384	0.33
0.34	0.981283	0.926677	0.944353	1.83375	0.366806	0.34
0.35	0.980188	0.922516	0.941163	1.78839	0.376109	0.35
0.36	0.979064	0.918259	0.937895	1.74577	0.385290	0.36
0.37	0.977910	0.913908	0.934552	1.70567	0.394349	0.37
0.38	0.976728	0.909464	0.931133	1.66789	0.403281	0.38
0.39	0.975518	0.904930	0.927640	1.63225	0.412086	0.39
0.40	0.974279	0.900307	0.924075	1.59860	0.420760	0.40
0.41	0.973012	0.895597	0.920438	1.56679	0.429302	0.41
0.42	0.971717	0.890804	0.916731	1.53670	0.437711	0.42
0.43	0.970395	0.885928	0.912956	1.50819	0.445983	0.43
0.44	0.969045	0.880971	0.909113	1.48118	0.454117	0.44
0.45	0.967668	0.875936	0.905204	1.45555	0.462113	0.45
0.46	0.966264	0.870826	0.901230	1.43123	0.469967	0.46
0.47	0.964833	0.865641	0.897193	1.40812	0.477678	0.47
0.48	0.963376	0.860385	0.893093	1.38616	0.485246	0.48
0.49	0.961893	0.855059	0.888933	1.36528	0.492668	0.49
0.50	0.960384	0.849665	0.884714	1.34541	0.499944	0.50

Lampiran 5 (Lanjutan)

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)						
M	T/T_c	P/P_c	ρ/ρ_c	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
0.50	0.960384	0.849665	0.884714	1.34541	0.499944	0.50
0.51	0.958850	0.844207	0.880437	1.32649	0.507072	0.51
0.52	0.957290	0.838683	0.876104	1.30849	0.514051	0.52
0.53	0.955705	0.833102	0.871715	1.29133	0.520881	0.53
0.54	0.954095	0.827461	0.867273	1.27498	0.527559	0.54
0.55	0.952460	0.821763	0.862779	1.25940	0.534087	0.55
0.56	0.950802	0.816011	0.858234	1.24454	0.540461	0.56
0.57	0.949119	0.810206	0.853640	1.23038	0.546684	0.57
0.58	0.947413	0.804352	0.848999	1.21687	0.552752	0.58
0.59	0.945683	0.798450	0.844310	1.20399	0.558667	0.59
0.60	0.943931	0.792503	0.839577	1.19170	0.564427	0.60
0.61	0.942155	0.786512	0.834801	1.17998	0.570033	0.61
0.62	0.940357	0.780480	0.829982	1.16881	0.575483	0.62
0.63	0.938537	0.774409	0.825123	1.15815	0.580779	0.63
0.64	0.936694	0.768300	0.820225	1.14799	0.585919	0.64
0.65	0.934831	0.762158	0.815290	1.13830	0.590905	0.65
0.66	0.932945	0.755982	0.810318	1.12907	0.595735	0.66
0.67	0.931039	0.749776	0.805311	1.12028	0.600411	0.67
0.68	0.929112	0.743542	0.800271	1.11191	0.604931	0.68
0.69	0.927165	0.737281	0.795199	1.10394	0.609298	0.69
0.70	0.925198	0.730996	0.790097	1.09636	0.613510	0.70
0.71	0.923211	0.724689	0.784966	1.08916	0.617569	0.71
0.72	0.921204	0.718361	0.779807	1.08234	0.621475	0.72
0.73	0.919178	0.712016	0.774622	1.07581	0.625228	0.73
0.74	0.917133	0.705654	0.769412	1.06965	0.628829	0.74
0.75	0.915070	0.699277	0.764179	1.06381	0.632280	0.75
0.76	0.912989	0.692888	0.758923	1.05829	0.635580	0.76
0.77	0.910889	0.686489	0.753647	1.05307	0.638730	0.77
0.78	0.908772	0.680081	0.748352	1.04815	0.641732	0.78
0.79	0.906638	0.673667	0.743039	1.04350	0.644586	0.79
0.80	0.904486	0.667247	0.737708	1.03914	0.647294	0.80
0.81	0.902318	0.660824	0.732363	1.03504	0.649856	0.81
0.82	0.900134	0.654400	0.727004	1.03121	0.652273	0.82
0.83	0.897933	0.647977	0.721631	1.02762	0.654548	0.83
0.84	0.895717	0.641555	0.716248	1.02429	0.656680	0.84
0.85	0.893485	0.635137	0.710854	1.02119	0.658671	0.85
0.86	0.891239	0.628725	0.705451	1.01833	0.660523	0.86
0.87	0.888977	0.622319	0.700040	1.01569	0.662237	0.87
0.88	0.886701	0.615923	0.694623	1.01328	0.663813	0.88
0.89	0.884411	0.609536	0.689200	1.01108	0.665255	0.89
0.90	0.882106	0.603161	0.683773	1.009100	0.666563	0.90
0.91	0.879789	0.596799	0.678344	1.007324	0.667738	0.91
0.92	0.877458	0.590452	0.672912	1.005750	0.668783	0.92
0.93	0.875114	0.584121	0.667480	1.004376	0.669698	0.93
0.94	0.872757	0.577807	0.662048	1.003195	0.670486	0.94
0.95	0.870388	0.571512	0.656617	1.0022060	0.671148	0.95
0.96	0.868007	0.565237	0.651189	1.0014037	0.671686	0.96
0.97	0.865615	0.558984	0.645765	1.0007851	0.672101	0.97
0.98	0.863210	0.552753	0.640345	1.0003470	0.672395	0.98
0.99	0.860795	0.546546	0.634931	1.0000863	0.672570	0.99
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.0000000	0.672628	1.00

Lampiran 5 (Lanjutan)

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_c	P/P_c	ρ/ρ_c	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.00	0.858369	0.540364	0.629524	1.000000	0.672628	1.00
1.01	0.855932	0.534208	0.624124	1.0000854	0.672571	1.01
1.02	0.853486	0.528080	0.618733	1.0003399	0.672400	1.02
1.03	0.851029	0.521980	0.613352	1.0007609	0.672117	1.03
1.04	0.848562	0.515910	0.607981	1.0013462	0.671724	1.04
1.05	0.846086	0.509870	0.602621	1.0020936	0.671223	1.05
1.06	0.843601	0.503861	0.597274	1.003001	0.670616	1.06
1.07	0.841108	0.497885	0.591940	1.004066	0.669904	1.07
1.08	0.838605	0.491942	0.586619	1.005288	0.669091	1.08
1.09	0.836095	0.486034	0.581314	1.006663	0.668176	1.09
1.10	0.833576	0.480160	0.576024	1.008192	0.667163	1.10
1.11	0.831050	0.474323	0.570751	1.009872	0.666053	1.11
1.12	0.828517	0.468522	0.565494	1.01170	0.664849	1.12
1.13	0.825976	0.462758	0.560256	1.01368	0.663552	1.13
1.14	0.823429	0.457033	0.555036	1.01580	0.662163	1.14
1.15	0.820875	0.451347	0.549836	1.01808	0.660686	1.15
1.16	0.818315	0.445700	0.544656	1.02049	0.659122	1.16
1.17	0.815748	0.440093	0.539496	1.02305	0.657473	1.17
1.18	0.813176	0.434527	0.534358	1.02575	0.655741	1.18
1.19	0.810598	0.429002	0.529241	1.02860	0.653927	1.19
1.20	0.808016	0.423519	0.524148	1.03158	0.652034	1.20
1.21	0.805428	0.418079	0.519077	1.03471	0.650064	1.21
1.22	0.802835	0.412682	0.514030	1.03798	0.648019	1.22
1.23	0.800238	0.407327	0.509008	1.04138	0.645900	1.23
1.24	0.797636	0.402017	0.504010	1.04493	0.643709	1.24
1.25	0.795031	0.396751	0.499038	1.04861	0.641448	1.25
1.26	0.792422	0.391529	0.494092	1.05243	0.639120	1.26
1.27	0.789809	0.386352	0.489172	1.05639	0.636725	1.27
1.28	0.787193	0.381221	0.484278	1.06048	0.634266	1.28
1.29	0.784574	0.376135	0.479413	1.06471	0.631745	1.29
1.30	0.781953	0.371095	0.474574	1.06908	0.629164	1.30
1.31	0.779328	0.366100	0.469764	1.07359	0.626523	1.31
1.32	0.776701	0.361153	0.464983	1.07823	0.623826	1.32
1.33	0.774073	0.356251	0.460230	1.08301	0.621074	1.33
1.34	0.771442	0.351397	0.455506	1.08792	0.618268	1.34
1.35	0.768809	0.346589	0.450813	1.09298	0.615411	1.35
1.36	0.766175	0.341828	0.446149	1.09816	0.612503	1.36
1.37	0.763540	0.337114	0.441515	1.10349	0.609548	1.37
1.38	0.760904	0.332448	0.436912	1.10895	0.606546	1.38
1.39	0.758267	0.327829	0.432339	1.11455	0.603499	1.39
1.40	0.755629	0.323257	0.427798	1.12028	0.600409	1.40
1.41	0.752991	0.318732	0.423288	1.12616	0.597278	1.41
1.42	0.750353	0.314255	0.418810	1.13217	0.594106	1.42
1.43	0.747715	0.309826	0.414364	1.13832	0.590896	1.43
1.44	0.745077	0.305443	0.409949	1.14461	0.587650	1.44
1.45	0.742439	0.301109	0.405567	1.15104	0.584368	1.45
1.46	0.739801	0.296821	0.401217	1.15760	0.581053	1.46
1.47	0.737165	0.292581	0.396900	1.16431	0.577705	1.47
1.48	0.734529	0.288387	0.392615	1.17116	0.574327	1.48
1.49	0.731895	0.284241	0.388364	1.17815	0.570920	1.49
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50

Lampiran 5 (Lanjutan)

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)						
M	T/T_0	P/P_0	ρ/ρ_0	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
1.50	0.729262	0.280142	0.384145	1.18528	0.567484	1.50
1.51	0.726630	0.276090	0.379959	1.19256	0.564023	1.51
1.52	0.724000	0.272084	0.375807	1.19997	0.560536	1.52
1.53	0.721371	0.268125	0.371688	1.20754	0.557026	1.53
1.54	0.718745	0.264212	0.367602	1.21524	0.553493	1.54
1.55	0.716121	0.260346	0.363550	1.22309	0.549940	1.55
1.56	0.713499	0.256525	0.359532	1.23109	0.546367	1.56
1.57	0.710879	0.252751	0.355547	1.23924	0.542775	1.57
1.58	0.708262	0.249022	0.351595	1.24753	0.539167	1.58
1.59	0.705648	0.245338	0.347678	1.25598	0.535542	1.59
1.60	0.703037	0.241700	0.343794	1.26457	0.531903	1.60
1.61	0.700429	0.238106	0.339943	1.27331	0.528251	1.61
1.62	0.697824	0.234557	0.336127	1.28221	0.524586	1.62
1.63	0.695222	0.231053	0.332344	1.29126	0.520910	1.63
1.64	0.692624	0.227592	0.328594	1.30046	0.517224	1.64
1.65	0.690030	0.224176	0.324879	1.30982	0.513529	1.65
1.66	0.687439	0.220803	0.321196	1.31933	0.509826	1.66
1.67	0.684852	0.217473	0.317548	1.32900	0.506116	1.67
1.68	0.682270	0.214187	0.313933	1.33883	0.502400	1.68
1.69	0.679691	0.210943	0.310351	1.34882	0.498680	1.69
1.70	0.677117	0.207741	0.306803	1.35897	0.494955	1.70
1.71	0.674547	0.204582	0.303288	1.36928	0.491228	1.71
1.72	0.671982	0.201464	0.299806	1.37975	0.487499	1.72
1.73	0.669421	0.198388	0.296358	1.39039	0.483768	1.73
1.74	0.666865	0.195353	0.292942	1.40120	0.480038	1.74
1.75	0.664314	0.192358	0.289559	1.41217	0.476308	1.75
1.76	0.661768	0.189404	0.286209	1.42331	0.472580	1.76
1.77	0.659227	0.186490	0.282892	1.43462	0.468854	1.77
1.78	0.656691	0.183616	0.279608	1.44611	0.465131	1.78
1.79	0.654161	0.180781	0.276355	1.45776	0.461412	1.79
1.80	0.651636	0.177985	0.273136	1.46959	0.457698	1.80
1.81	0.649116	0.175228	0.269948	1.48160	0.453989	1.81
1.82	0.646602	0.172508	0.266792	1.49378	0.450287	1.82
1.83	0.644094	0.169827	0.263669	1.50614	0.446591	1.83
1.84	0.641592	0.167184	0.260577	1.51868	0.442903	1.84
1.85	0.639095	0.164577	0.257516	1.53141	0.439223	1.85
1.86	0.636605	0.162008	0.254487	1.54431	0.435551	1.86
1.87	0.634120	0.159474	0.251489	1.55741	0.431890	1.87
1.88	0.631642	0.156977	0.248523	1.57069	0.428238	1.88
1.89	0.629170	0.154516	0.245587	1.58416	0.424597	1.89
1.90	0.626704	0.152090	0.242682	1.59782	0.420967	1.90
1.91	0.624244	0.149698	0.239807	1.61167	0.417349	1.91
1.92	0.621792	0.147342	0.236963	1.62572	0.413743	1.92
1.93	0.619345	0.145019	0.234149	1.63996	0.410150	1.93
1.94	0.616905	0.142731	0.231366	1.65440	0.406570	1.94
1.95	0.614472	0.140475	0.228611	1.66904	0.403004	1.95
1.96	0.612046	0.138253	0.225887	1.68388	0.399452	1.96
1.97	0.609627	0.136064	0.223192	1.69892	0.395915	1.97
1.98	0.607214	0.133906	0.220526	1.71417	0.392393	1.98
1.99	0.604808	0.131781	0.217889	1.72962	0.388887	1.99
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00

Lampiran 5 (Lanjutan)

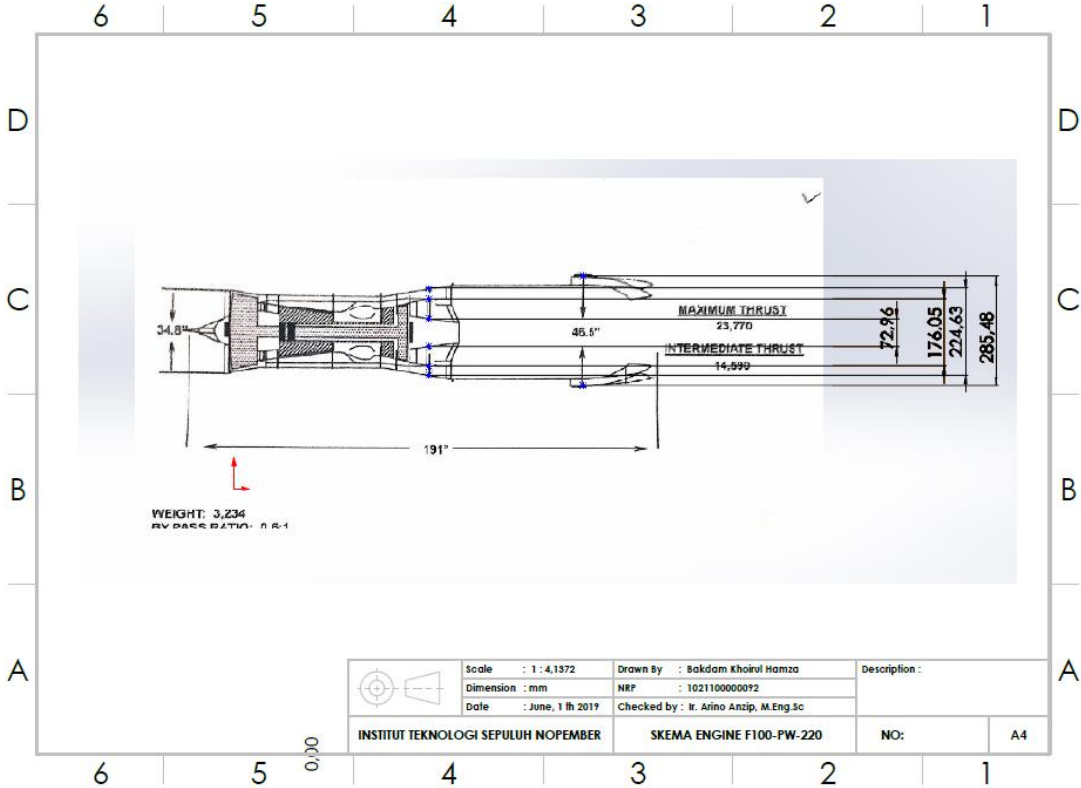
Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)

M	T/T_0	P/P_0	ρ/ρ_0	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g_c}$	M
2.00	0.602410	0.129687	0.215281	1.74529	0.385396	2.00
2.02	0.597634	0.125593	0.210150	1.77726	0.378464	2.02
2.04	0.592886	0.121620	0.205133	1.81008	0.371601	2.04
2.06	0.588168	0.117766	0.200226	1.84379	0.364807	2.06
2.08	0.583480	0.114028	0.195428	1.87839	0.358087	2.08
2.10	0.578821	0.110403	0.190738	1.91391	0.351443	2.10
2.12	0.574193	0.106888	0.186154	1.95035	0.344875	2.12
2.14	0.569595	0.103480	0.181673	1.98775	0.338387	2.14
2.16	0.565028	0.1001767	0.177295	2.02611	0.331979	2.16
2.18	0.560492	0.0969749	0.173017	2.06547	0.325654	2.18
2.20	0.555988	0.0938721	0.168838	2.10583	0.319413	2.20
2.22	0.551515	0.0908655	0.164756	2.14722	0.313256	2.22
2.24	0.547075	0.0879526	0.160769	2.18966	0.307184	2.24
2.26	0.542666	0.0851307	0.156875	2.23317	0.301199	2.26
2.28	0.538290	0.0823973	0.153072	2.27777	0.295301	2.28
2.30	0.533946	0.0797499	0.149360	2.32348	0.289491	2.30
2.32	0.529634	0.0771861	0.145735	2.37034	0.283769	2.32
2.34	0.525355	0.0747035	0.142196	2.41835	0.278135	2.34
2.36	0.521109	0.0722997	0.138742	2.46754	0.272590	2.36
2.38	0.516896	0.0699725	0.135371	2.51795	0.267134	2.38
2.40	0.512715	0.0677195	0.132080	2.56958	0.261766	2.40
2.42	0.508568	0.0655386	0.128869	2.62248	0.256486	2.42
2.44	0.504453	0.0634276	0.125735	2.67665	0.251295	2.44
2.46	0.500372	0.0613845	0.122678	2.73213	0.246192	2.46
2.48	0.496323	0.0594072	0.119695	2.78895	0.241176	2.48
2.50	0.492308	0.0574937	0.116784	2.84713	0.236248	2.50
2.52	0.488325	0.0556421	0.113945	2.90670	0.231406	2.52
2.54	0.484375	0.0538504	0.111175	2.96769	0.226651	2.54
2.56	0.480459	0.0521168	0.108473	3.03012	0.221981	2.56
2.58	0.476575	0.0504395	0.105838	3.09403	0.217396	2.58
2.60	0.472724	0.0488168	0.103267	3.15944	0.212895	2.60
2.62	0.468905	0.0472470	0.100760	3.22639	0.208477	2.62
2.64	0.465120	0.0457283	0.098315	3.29490	0.204142	2.64
2.66	0.461367	0.0442592	0.095931	3.36501	0.199889	2.66
2.68	0.457646	0.0428382	0.093606	3.43675	0.195716	2.68
2.70	0.453957	0.0414636	0.091338	3.51016	0.191624	2.70
2.72	0.450301	0.0401340	0.089127	3.58525	0.187610	2.72
2.74	0.446677	0.0388480	0.086971	3.66208	0.183674	2.74
2.76	0.443085	0.0376041	0.084869	3.74066	0.179815	2.76
2.78	0.439525	0.0364010	0.082819	3.82105	0.176032	2.78
2.80	0.435996	0.0352375	0.080821	3.90326	0.172325	2.80
2.82	0.432499	0.0341121	0.078872	3.98735	0.168691	2.82
2.84	0.429033	0.0330237	0.076972	4.07334	0.165129	2.84
2.86	0.425598	0.0319710	0.075120	4.16128	0.161640	2.86
2.88	0.422195	0.0309530	0.073315	4.25119	0.158221	2.88
2.90	0.418822	0.0299684	0.071554	4.34313	0.154872	2.90
2.92	0.415480	0.0290162	0.069838	4.43712	0.151591	2.92
2.94	0.412168	0.0280953	0.068165	4.53321	0.148378	2.94
2.96	0.408887	0.0272047	0.066533	4.63144	0.145231	2.96
2.98	0.405636	0.0263433	0.064943	4.73185	0.142149	2.98
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.139131	3.00

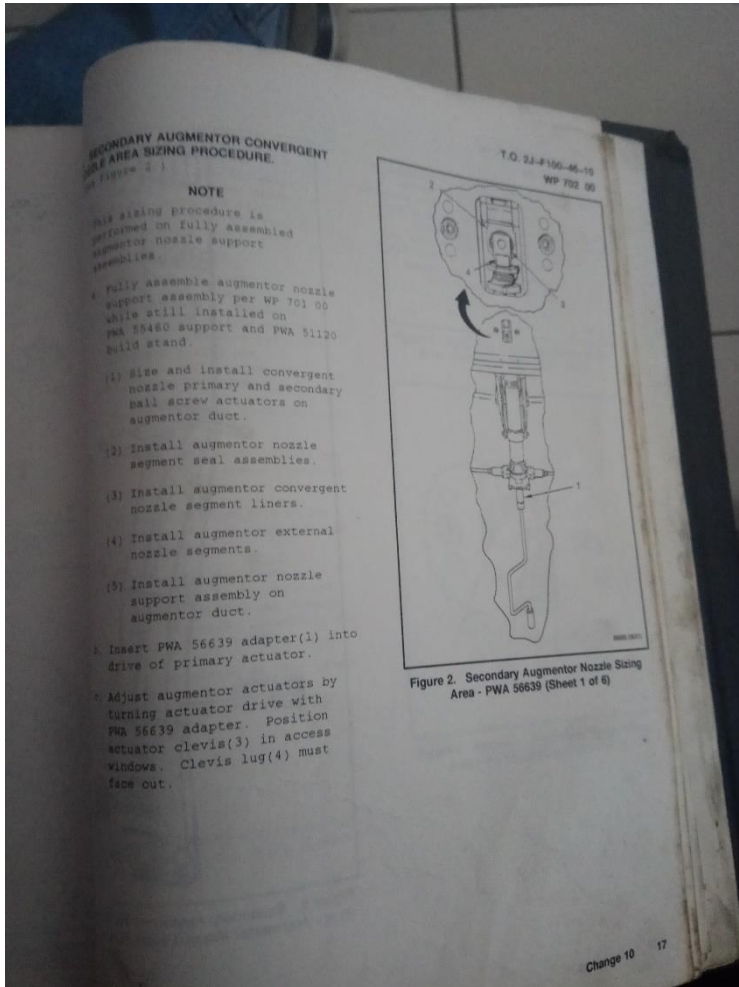
Lampiran 5 (Lanjutan)

Compressible flow functions ($\gamma = 1.33$)						
M	T/T_0	P/P_0	ρ/ρ_0	A/A^*	$MFP\sqrt{R/g}$	M
3.00	0.402414	0.0255103	0.063393	4.83448	0.1391314	3.00
3.02	0.399223	0.0247046	0.061882	4.93938	0.1361766	3.02
3.04	0.396061	0.0239254	0.060408	5.04659	0.1332838	3.04
3.06	0.392928	0.0231718	0.058972	5.15615	0.1304518	3.06
3.08	0.389825	0.0224429	0.057572	5.26810	0.1276795	3.08
3.10	0.386750	0.0217380	0.056207	5.38250	0.1249658	3.10
3.12	0.383704	0.0210561	0.054876	5.49938	0.1223098	3.12
3.14	0.380686	0.0203967	0.053579	5.61881	0.1197102	3.14
3.16	0.377697	0.0197588	0.052314	5.74081	0.1171661	3.16
3.18	0.374736	0.0191418	0.051081	5.86545	0.1146764	3.18
3.20	0.371802	0.0185451	0.049879	5.99276	0.1122401	3.20
3.22	0.368897	0.0179678	0.048707	6.12281	0.1098561	3.22
3.24	0.366018	0.0174094	0.047564	6.25564	0.1075235	3.24
3.26	0.363167	0.0168692	0.046450	6.39130	0.1052412	3.26
3.28	0.360343	0.0163467	0.045364	6.52985	0.1030082	3.28
3.30	0.357545	0.0158412	0.044305	6.67134	0.1008236	3.30
3.32	0.354774	0.0153522	0.043273	6.81582	0.0986864	3.32
3.34	0.352029	0.0148790	0.042266	6.96334	0.0965956	3.34
3.36	0.349310	0.0144213	0.041285	7.11397	0.0945503	3.36
3.38	0.346617	0.0139784	0.040328	7.26776	0.0925496	3.38
3.40	0.343950	0.0135499	0.039395	7.42477	0.0905925	3.40
3.42	0.341308	0.0131352	0.038485	7.58505	0.0886782	3.42
3.44	0.338691	0.0127340	0.037598	7.74866	0.0868058	3.44
3.46	0.336099	0.0123458	0.036733	7.91567	0.0849743	3.46
3.48	0.333532	0.0119701	0.035889	8.08613	0.0831830	3.48
3.50	0.330989	0.0116065	0.035066	8.26011	0.0814309	3.50
3.52	0.328470	0.0112547	0.034264	8.43767	0.0797174	3.52
3.54	0.325976	0.0109141	0.033481	8.61887	0.0780414	3.54
3.56	0.323505	0.0105845	0.032718	8.80377	0.0764023	3.56
3.58	0.321058	0.0102655	0.031974	8.99245	0.0747992	3.58
3.60	0.318634	0.0099567	0.031248	9.1850	0.0732314	3.60
3.62	0.316233	0.0096578	0.030540	9.3814	0.0716981	3.62
3.64	0.313855	0.0093684	0.029849	9.5818	0.0701986	3.64
3.66	0.311500	0.0090883	0.029176	9.7862	0.0687321	3.66
3.68	0.309167	0.0088171	0.028519	9.9948	0.0672979	3.68
3.70	0.306857	0.0085545	0.027878	10.2075	0.0658954	3.70
3.72	0.304568	0.0083003	0.027253	10.4245	0.0645237	3.72
3.74	0.302302	0.0080541	0.026643	10.6458	0.0631822	3.74
3.76	0.300057	0.0078158	0.026048	10.8716	0.0618704	3.76
3.78	0.297833	0.0075849	0.025467	11.1018	0.0605874	3.78
3.80	0.295631	0.0073614	0.024901	11.3366	0.0593327	3.80
3.82	0.293449	0.0071449	0.024348	11.5760	0.0581057	3.82
3.84	0.291288	0.0069352	0.023809	11.8201	0.0569057	3.84
3.86	0.289148	0.0067321	0.023283	12.0690	0.0557321	3.86
3.88	0.287028	0.0065354	0.022769	12.3227	0.0545843	3.88
3.90	0.284929	0.0063449	0.022268	12.5815	0.0534618	3.90
3.92	0.282849	0.0061603	0.021779	12.8452	0.0523641	3.92
3.94	0.280789	0.0059814	0.021302	13.1141	0.0512904	3.94
3.96	0.278748	0.0058082	0.020837	13.3882	0.0502404	3.96
3.98	0.276727	0.0056403	0.020382	13.6676	0.0492134	3.98
4.00	0.274725	0.0054776	0.019939	13.9523	0.0482090	4.00

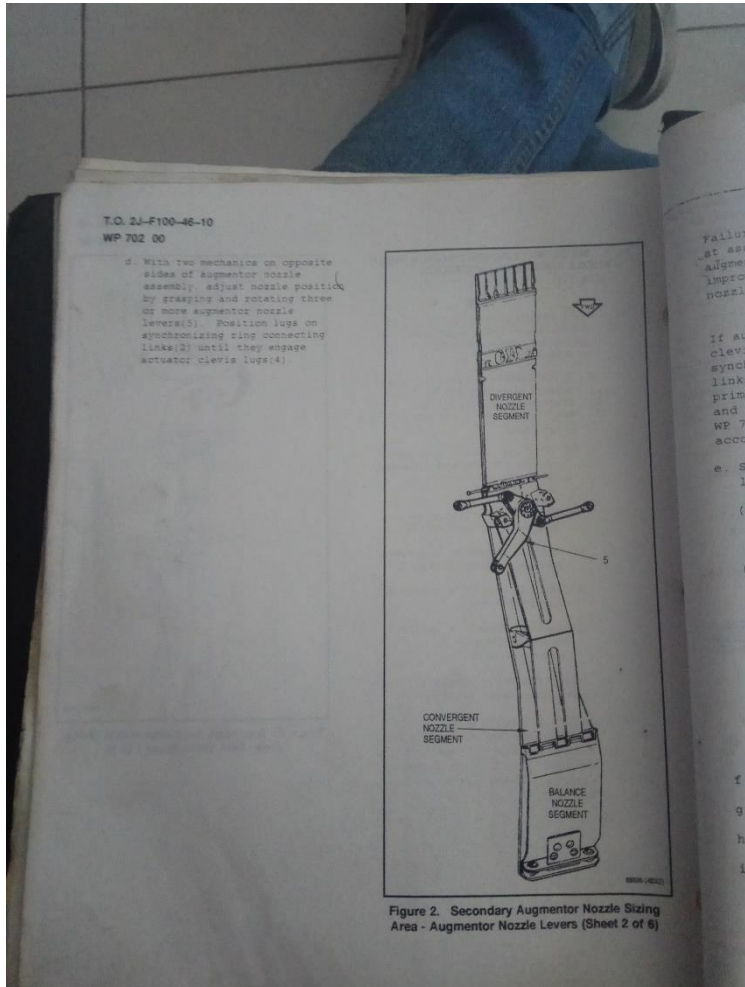
Lampiran 6 : Diameter State 6 dan 16



Lampiran 7 : Sizing Exhaust



Lampiran 7 (Lanjutan)



Lampiran 7 (Lanjutan)

T.O. 23-F100-46-10
WP 702 00

CAUTION

Failure to use new key washers in assembly may cause damage to augmentor mechanism from improperly secured convergent nozzle actuator clevis pins.

NOTE

Secure augmentor actuator clevis(3), and lugs on synchronizing ring connecting links(2) do not align, remove primary and secondary actuators and perform sizing per WP 702 00. Installation is accomplished per paragraph 5.

Secure clevis(3) to connecting link(2) as follows:

- (1) Position new PN 4025416 key washer(7) between clevis(3) and lug(4).
- (2) Align through hole of key washer(7) and clevis(3) and lug(4).
- (3) Apply Fel-Pro C-300 lubricant to clevis pin(6). Install clevis pin through key washer(7), clevis(3) and connecting link(2).
- (4) Rotate pin(6) so that longer end of pin head is positioned behind lug(4).
5. Deleted.
6. Deleted.
7. Deleted.
8. Using PWA 56639 adapter extend actuators to the fully closed position.

Figure 2. Secondary Augmentor Nozzle Sizing Area - Positioning Augmentor Clevis (Sheet 3 of 6)

Figure 2. Secondary Augmentor Nozzle Sizing Area - Pin Installation (Sheet 4 of 6)

© Change 10 19

Lampiran 7 (Lanjutan)

T.O. 2J-F100-46-10
WP 702 00

3. Measure diameter of augmentor divergent nozzle as follows:

NOTE

- Using chalk, number divergent nozzle segments and nozzle segment seals as shown in figure 2.
- Two methods are available for measuring diameter of augmentor divergent nozzle. One requires use of an inside micrometer, the other requires the fabrication of go-no-go gage bars. Locally fabricate gage bars measuring 22.089 to 22.099 inches and 22.401 to 22.411 inches or obtain equivalent size inside micrometer.

- (1) Place one end of micrometer or gage bars on gaspath facesheet of any divergent nozzle segment, near the segment hinge.
- (2) Place other end of micrometer or gage bars on

the divergent nozzle segment seal, 180° on opposite side near the segment seal hinge. See figure 2 and Table 1.

- (3) If micrometer is used, measure and record the diameter for all 15 pairs of divergent segments and seals. Each location shall measure between 22.100 and 22.400 inches. If gage bars are used, 22.089 to 22.099 inch gage bar shall fit in all 15 locations and 22.401 to 22.411 inch gage bar shall not fit in all locations.

k. If dimensions are exceeded, check for:

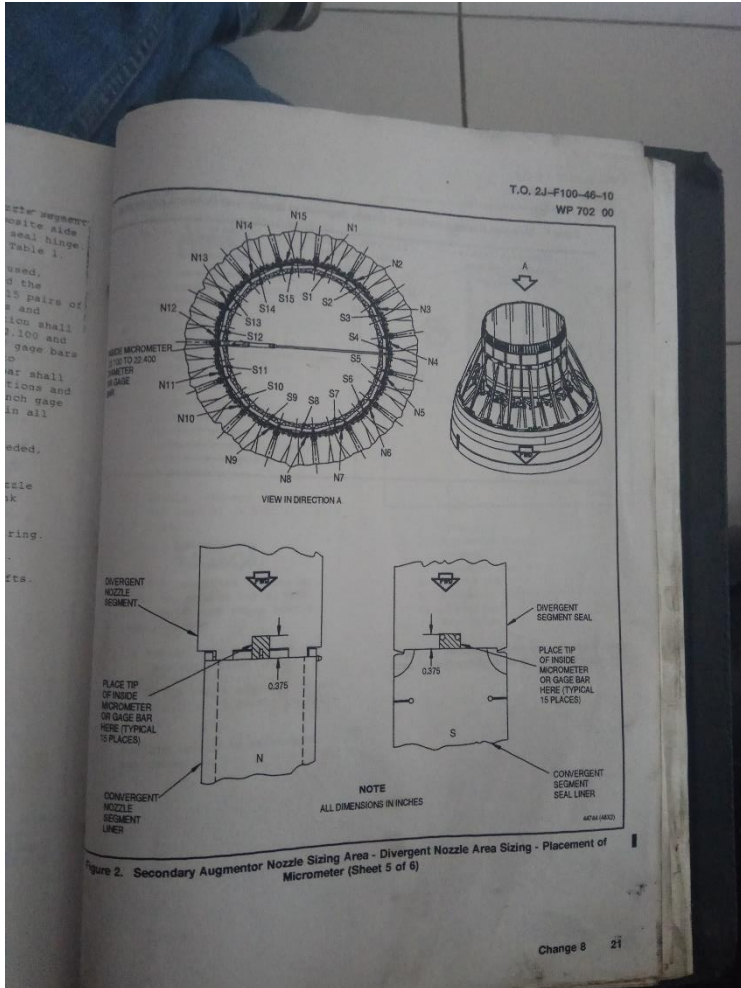
- Bent convergent nozzle segment covers (link towers).
- Bent synchronizing ring.
- Misrigged actuators.
- Broken flexible shafts.

INSIDE MIC
22.10 TO
DIAMETER
OR GAGE
BAR

DIVER
NOZZ
SEGS

PLA
OF
MIC
OR
HES
TE

Lampiran 7 (Lanjutan)



Lampiran 8 : Diameter Throat



Lampiran 9 : Diameter Divergent



Lampiran 10 : Iterasi Kondisi Idle Before MRO

ITERASI IDLE B MRO									
M6A	Pt6A	P6A	T6A	R m	a 6A	C6A	A6A	ρ_m	$\dot{m}_{mixC6A+P6A A6A}$
0,1	1,0372	1,0303	564,7809	0,2870	464,8320	46,4832	1,0956	0,2855	676,9338
0,2	1,0372	1,0100	561,9784	0,2870	463,6773	92,7355	1,0956	0,1431	1349,3591
0,3	1,0372	0,9772	557,3690	0,2870	461,7718	138,5316	1,0956	0,0958	2015,1386
0,4	1,0372	0,9335	551,0415	0,2870	459,1432	183,6573	1,0956	0,0723	2671,1600
0,5	1,0372	0,8809	543,1141	0,2870	455,8286	227,9143	1,0956	0,0582	3314,5415
0,6	1,0372	0,8216	533,7295	0,2870	451,8732	271,1239	1,0956	0,0489	3942,6883
0,7	1,0372	0,7577	523,0483	0,2870	447,3289	313,1302	1,0956	0,0424	4553,3346
0,8	1,0372	0,6915	511,2432	0,2870	442,2520	353,8016	1,0956	0,0375	5144,5707
0,9	1,0372	0,6250	498,4921	0,2870	436,7020	393,0318	1,0956	0,0338	5714,8538
1	1,0372	0,5599	484,9732	0,2870	430,7397	430,7397	1,0956	0,0308	6263,0061
1,1	1,0372	0,4975	470,8595	0,2870	424,4257	466,8683	1,0956	0,0284	6788,2005
1,2	1,0372	0,4387	456,3151	0,2870	417,8193	501,3831	1,0956	0,0265	7289,9365
1,3	1,0372	0,3844	441,4920	0,2870	410,9769	534,2700	1,0956	0,0248	7768,0096
1,4	1,0372	0,3349	426,5281	0,2870	403,9521	565,5329	1,0956	0,0235	8222,4766
1,5	1,0372	0,2902	411,5459	0,2870	396,7940	595,1911	1,0956	0,0223	8653,6189
1,6	1,0372	0,2504	396,6522	0,2870	389,5480	623,2768	1,0956	0,0213	9061,9047
1,7	1,0372	0,2152	381,9383	0,2870	382,2545	649,8326	1,0956	0,0204	9447,9541
1,8	1,0372	0,1844	367,4803	0,2870	374,9497	674,9095	1,0956	0,0197	9812,5055
1,9	1,0372	0,1576	353,3406	0,2870	367,6654	698,5643	1,0956	0,0190	10156,3854
2	1,0372	0,1344	339,5686	0,2870	360,4290	720,8581	1,0956	0,0184	10480,4823

Lampiran 11 : Iterasi Kondisi Idle After MRO

ITERASI IDLE A MRO									
M6A	Pt6A	P6A	T6A	R m	a 6A	C6A	A6A	ρ_m	$\dot{m}_{mixC6A+P6A A6A}$
0,1	1,0182	1,0114	514,2233	0,2870	443,5391	44,3539	1,0956	0,8863	1911,4280
0,2	1,0182	0,9915	511,6717	0,2870	442,4373	88,4875	1,0956	0,4443	3812,2353
0,3	1,0182	0,9593	507,4749	0,2870	440,6191	132,1857	1,0956	0,2974	5694,2818
0,4	1,0182	0,9165	501,7138	0,2870	438,1109	175,2444	1,0956	0,2243	7548,7668
0,5	1,0182	0,8648	494,4961	0,2870	434,9481	217,4741	1,0956	0,1808	9367,5404
0,6	1,0182	0,8065	485,9515	0,2870	431,1739	258,7044	1,0956	0,1520	11143,2632
0,7	1,0182	0,7438	476,2265	0,2870	426,8377	298,7864	1,0956	0,1316	12869,5261
0,8	1,0182	0,6789	465,4781	0,2870	421,9934	337,5947	1,0956	0,1164	14540,9258
0,9	1,0182	0,6136	453,8685	0,2870	416,6976	375,0279	1,0956	0,1048	16153,0978
1	1,0182	0,5497	441,5598	0,2870	411,0085	411,0085	1,0956	0,0956	17702,7094
1,1	1,0182	0,4884	428,7095	0,2870	404,9837	445,4821	1,0956	0,0882	19187,4196
1,2	1,0182	0,4307	415,4671	0,2870	398,6799	478,4159	1,0956	0,0822	20605,8114
1,3	1,0182	0,3774	401,9709	0,2870	392,1510	509,7963	1,0956	0,0771	21957,3058
1,4	1,0182	0,3287	388,3465	0,2870	385,4479	539,6271	1,0956	0,0728	23242,0628
1,5	1,0182	0,2849	374,7054	0,2870	378,6178	567,9267	1,0956	0,0692	24460,8768
1,6	1,0182	0,2458	361,1450	0,2870	371,7037	594,7258	1,0956	0,0661	25615,0720
1,7	1,0182	0,2113	347,7482	0,2870	364,7443	620,0653	1,0956	0,0634	26706,4014
1,8	1,0182	0,1810	334,5845	0,2870	357,7741	643,9934	1,0956	0,0610	27736,9526
1,9	1,0182	0,1547	321,7105	0,2870	350,8235	666,5646	1,0956	0,0590	28709,0632
2	1,0182	0,1320	309,1713	0,2870	343,9186	687,8372	1,0956	0,0572	29625,2453

Lampiran 12 : Iterasi Kondisi Mill After MRO

ITERASI MILL A MRO									
M6A	Pt6A	P6A	T6A	R m	a 6A	C6A	A6A	ρm	m̄mixC6A+P6A A6A
0,1	2,7355	2,7173	782,6545	0,2870	547,1937	54,7194	1,0956	1,9606	6371,5797
0,2	2,7355	2,6638	778,7710	0,2870	545,8344	109,1669	1,0956	0,9827	12708,4836
0,3	2,7355	2,5774	772,3835	0,2870	543,5913	163,0774	1,0956	0,6579	18982,8514
0,4	2,7355	2,4622	763,6150	0,2870	540,4969	216,1988	1,0956	0,4962	25165,3430
0,5	2,7355	2,3235	752,6295	0,2870	536,5950	268,2975	1,0956	0,3999	31228,7863
0,6	2,7355	2,1669	739,6246	0,2870	531,9388	319,1633	1,0956	0,3361	37148,7120
0,7	2,7355	1,9984	724,8230	0,2870	526,5893	368,6125	1,0956	0,2910	42903,7518
0,8	2,7355	1,8239	708,4638	0,2870	520,6128	416,4902	1,0956	0,2576	48475,8912
0,9	2,7355	1,6485	690,7938	0,2870	514,0794	462,6715	1,0956	0,2319	53850,5781
1	2,7355	1,4767	672,0597	0,2870	507,0607	507,0607	1,0956	0,2116	59016,7011
1,1	2,7355	1,3121	652,5015	0,2870	499,6280	549,5908	1,0956	0,1952	63966,4543
1,2	2,7355	1,1572	632,3463	0,2870	491,8510	590,2211	1,0956	0,1818	68695,1137
1,3	2,7355	1,0139	611,8049	0,2870	483,7963	628,9351	1,0956	0,1706	73200,7482
1,4	2,7355	0,8832	591,0684	0,2870	475,5267	665,7374	1,0956	0,1611	77483,8908
1,5	2,7355	0,7654	570,3066	0,2870	467,1004	700,6506	1,0956	0,1531	81547,1901
1,6	2,7355	0,6604	549,6674	0,2870	458,5704	733,7126	1,0956	0,1462	85395,0606
1,7	2,7355	0,5677	529,2773	0,2870	449,9846	764,9739	1,0956	0,1402	89033,3465
1,8	2,7355	0,4864	509,2420	0,2870	441,3856	794,4940	1,0956	0,1350	92469,0080
1,9	2,7355	0,4157	489,6476	0,2870	432,8106	822,3401	1,0956	0,1305	95709,8379
2	2,7355	0,3545	470,5628	0,2870	424,2920	848,5840	1,0956	0,1264	98764,2114

Lampiran 13 : Iterasi Kondisi AB MAX After MRO

ITERASI MAX A MRO									
M _{6A}	Pt _{6A}	P _{6A}	T _{6A}	R _m	a _{6A}	C _{6A}	A _{6A}	ρ _m	m̄ _{mixC_{6A}+P_{6A} A_{6A}}
0,1	3,3077	3,2858	778,7935	0,2870	545,8423	54,5842	1,0956	1,9712	6375,3071
0,2	3,3077	3,2210	774,9292	0,2870	544,4864	108,8973	1,0956	0,9880	12715,2878
0,3	3,3077	3,1165	768,5732	0,2870	542,2488	162,6747	1,0956	0,6614	18992,6945
0,4	3,3077	2,9773	759,8479	0,2870	539,1621	215,6648	1,0956	0,4989	25178,1737
0,5	3,3077	2,8095	748,9166	0,2870	535,2698	267,6349	1,0956	0,4020	31244,5411
0,6	3,3077	2,6202	735,9758	0,2870	530,6251	318,3751	1,0956	0,3380	37167,3168
0,7	3,3077	2,4165	721,2473	0,2870	525,2888	367,7021	1,0956	0,2926	42925,1236
0,8	3,3077	2,2055	704,9688	0,2870	519,3271	415,4617	1,0956	0,2590	48499,9394
0,9	3,3077	1,9934	687,3859	0,2870	512,8098	461,5288	1,0956	0,2331	53877,2063
1	3,3077	1,7856	668,7443	0,2870	505,8084	505,8084	1,0956	0,2127	59045,8084
1,1	3,3077	1,5865	649,2825	0,2870	498,3941	548,2335	1,0956	0,1963	63997,9369
1,2	3,3077	1,3993	629,2268	0,2870	490,6362	588,7635	1,0956	0,1827	68728,8660
1,3	3,3077	1,2260	608,7868	0,2870	482,6014	627,3819	1,0956	0,1715	73236,6642
1,4	3,3077	1,0679	588,1525	0,2870	474,3523	664,0932	1,0956	0,1620	77521,8649
1,5	3,3077	0,9255	567,4931	0,2870	465,9468	698,9202	1,0956	0,1539	81587,1180
1,6	3,3077	0,7985	546,9558	0,2870	457,4379	731,9006	1,0956	0,1470	85436,8403
1,7	3,3077	0,6864	526,6663	0,2870	448,8733	763,0846	1,0956	0,1410	89076,8785
1,8	3,3077	0,5882	506,7298	0,2870	440,2955	792,5319	1,0956	0,1358	92514,1963
1,9	3,3077	0,5027	487,2321	0,2870	431,7417	820,3092	1,0956	0,1312	95756,5899
2	3,3077	0,4287	468,2414	0,2870	423,2441	846,4883	1,0956	0,1271	98812,4383

BIODATA PENULIS



Penulis merupakan anak kedua dari tiga bersaudara yang lahir di Magetan, Jawa Timur pada tanggal 17 September 1995. Pendidikan formal yang pernah ditempuh meliputi TK Ria Sumberagung, SD Negeri Sumberagung 1, SMP Negeri 2 Plaosan, dan SMK Penerbangan Angkasa Lanud Iswahjudi Magetan. Kemudian pada tahun 2016 penulis melanjutkan pendidikan di Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi – Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Selama menempuh perkuliahan penulis juga aktif dalam kegiatan organisasi sebagai Anggota UKM Penalaran ITS 2016/2017, Anggota Laboratorium Perautan Departemen Teknik Mesin Industri ITS, staff magang ITS Team Sapuangin 2016/2017, staff ITS Team Sapuangin 2017/2018, dan terakhir menjabat sebagai Kepala Divisi Frame Body ITS Team Sapuangin 2018/2019.

Penulis juga mengikuti beberapa pelatihan seperti Pelatihan Karya Tulis Ilmiah (PKTI) TD FTI-ITS, Latihan Keterampilan Manajemen Mahasiswa (LKMM) Pra-TD XIV FTI-ITS, LKMM TD X HMDM FV-ITS, Program Studi Islam JMMI ITS 2017, dan Autodesk Inventor Training DECIMO Surabaya 2017.

Kemudian penulis juga mempunyai prestasi Juara 1 Internal Combustion Engine Urban Concept Kontes Mobil Hemat Energi 2017 KEMENRISTEKDIKTI Tingkat Nasional, Juara 1 Hybrid Engine Urban Concept Kontes Mobil Hemat Energi 2017 KEMENRISTEKDIKTI Tingkat Nasional, Juara 1 FDR Award Kontes Mobil Hemat Energi 2017 KEMENRISTEKDIKTI Tingkat Nasional, Juara 1 Kontes Mobil Balap Hemat Energi 2017 KEMENRISTEKDIKTI Tingkat Nasional, Juara 3 Kontes Mobil Balap Hemat Energi 2017 KEMENRISTEKDIKTI Tingkat Nasional, The Winner

Internal Combustion Engine Urban Class Shell Eco Marathon Asia, Singapore, Runner up Driver's World Championship Regional Asia, Singapore, The Winner Driver's World Championship Global, London UK, dan Driver's World Championship Ferrari Manarello Experience.

Penulis juga pernah melaksanakan Kerja Praktek di PT. GMF AeroAsia - Soekarno-Hatta International Airport, Cengkareng.

E-mail: bakdamhamz@gmail.com