

Studi Perhitungan Efektivitas *Derate Thrust Engine* CFM56-5B Pada Pesawat Airbus A320-200

Pandu Yugo Anggoro*, Tri Susilo, Aprilia Sakti
Teknik Penerbangan Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma
Jl. Protokol Halim Perdanakusuma Jakarta Timur 13610
*Email : anggoropy94@gmail.com

Abstrak -- Penggunaan gaya dorong secara maksimal secara terus menerus dapat mempersingkat usia mesin pesawat dan juga tentunya akan menambah biaya perawatan pesawat tersebut. Sebuah metode untuk meng-optimalkan pemakaian mesin dengan membatasi kinerja mesin agar mesin tidak bekerja dengan tenaga maksimal dinamakan *Derate Thrust*. Penelitian ini membahas mengenai perhitungan efektivitas *Derate Thrust* pada saat takeoff pada pesawat A320-200 dengan menggunakan engine CFM56-5B pada bulan Januari sampai Maret 2016. Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah metode perhitungan yang menggunakan rumus-rumus *Derate Thrust* yang dikeluarkan oleh pihak manufaktur engine yaitu CFM. Selanjutnya akan dilakukan perbandingan antara data aktual dengan perhitungan manual. Hasil dari perhitungan manual efektivitas *Derate Thrust* untuk PK-A1, PK-A2, dan PK-A3 selama bulan Januari sampai Maret 2016 tertinggi yaitu pada bulan Februari sebesar 25.559% dengan EGT 699 °C pada pesawat PK-A1. Berdasarkan hasil tersebut maka temperature berbanding terbalik dengan efektivitas *Derate Thrust* dan temperature merupakan faktor penting dalam pengoperasian *Derate Thrust*.

Kata kunci : *Derate Thrust, Reduce Thrust, Assumed Temperature.*

Abstract – *Service life of airplane engine will be shortened by operating maximum thrust at continuous operation and also maintenance cost become higher. A method to optimize engine operation by limiting the maximum thrust is applied during operation called Derate Thrust. This study discusses calculation of Derate Thrust effectiveness at landing operation of A320-200 with CFM56-5B engine during period January until March 2016. Calculation is based on Derate Thrust formulas provided by manufacturer, CFM. Then, comparison between actual data and calculation is shown. The results show the derate thrust effectiveness for PK-A1, PK-A2, and PK-A3 is higher on March with value of 25.559% and EGT 699 °C for PK-A1. Based on the results, temperature is inversely proportional to Derate Thrust effectiveness and temperature is a key factor during application of Derate Thrust.*

Keywords: *Derate Thrust, Reduce Thrust, Assumed Temperature.*

I. PENDAHULUAN

Dalam mengoperasikan sebuah pesawat terbang, suatu maskapai penerbangan tentunya ingin meningkatkan keuntungan dalam setiap penerbangan. Salah satunya dengan mengoperasikan mesin turbin gas dengan se-efisien mungkin. Karena hal tersebut dapat mengurangi pengeluaran dalam setiap penerbangan. Untuk itu, mengoptimalkan pemakaian mesin pesawat sangatlah penting guna meminimalisir biaya operasional.^[7] Mengoptimalkan pemakaian mesin berarti membatasi kinerja mesin agar mesin tidak bekerja dengan tenaga maksimal, karena penggunaan gaya dorong secara maksimal secara terus menerus dapat mempersingkat usia mesin pesawat dan juga tentunya akan menambah biaya perawatan pesawat tersebut.^[5]

Suatu metode untuk mengoptimalkan penggunaan mesin adalah *Derate Thrust*. Metode *Derate Thrust* ini digunakan ketika pesawat akan melakukan lepas landas (*Takeoff*) dan terbang menanjak (*Climb*). Karena pada fase ini mesin pesawat bekerja secara maksimal guna mewujudkan fase lepas landas (*Takeoff*) dan menanjak (*Climb*).^[5] Metode ini masih dalam tahap pengembangan tujuannya adalah untuk memberikan data mengenai keuntungan menggunakan metode *Derate Thrust* dan menjelaskan bagaimana metode ini diterapkan pada pesawat. Maka dari itu penulis merasa tertarik untuk mengangkat materi ini dengan judul "STUDI PERHITUNGAN EFEKTIVITAS *DERATE THRUST ENGINE CFM56-5* PADA PESAWAT AIRBUS A320-200" sebagai bahan tugas akhir (skripsi) yang nantinya penulis mencoba mempelajari perhitungan dan menganalisa keefektifan metode *derate thrust* terutama pada saat pesawat melakukan lepas landas (*Takeoff*) beserta parameter – parameter yang terkait.

II. Landasan Teori

Derated Thrust

Pada saat pesawat berada pada fase tinggal landas (*takeoff*) membutuhkan gaya dorong (*thrust*) yang paling besar daripada fase lainnya. Karena membutuhkan gaya dorong (*thrust*) yang besar tentunya sangat berpengaruh terhadap *engine*, suhu *engine* yang selalu mencapai titik batas maksimal membuat tingkat *stress* pada *engine* meningkat dan menurunkan kehandalan (*reliability*) *engine*. Dengan adanya fenomena tersebut dibuatlah suatu metode yang berfungsi untuk mengurangi gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan oleh *engine*. Jadi *engine* tidak perlu lagi bekerja secara maksimal, metode ini disebut *Derate Thrust*^[4]. Metode *Derate Thrust* ini dibedakan menjadi dua yaitu *Fixed Derate* dengan *Flexible Derate*

Fixed Derate

Mengoptimalkan pemakaian mesin pesawat sangatlah penting guna meminimalisir biaya operasional. Mengoptimalkan pemakaian mesin berarti membatasi kinerja mesin agar mesin tidak bekerja dengan tenaga maksimal, karena penggunaan gaya dorong secara maksimal secara terus menerus dapat mempersingkat usia mesin pesawat dan juga tentunya akan menambah biaya perawatan pesawat tersebut, metode ini dinamakan *Derate Thrust*. Metode *Derate Thrust* ini digunakan ketika pesawat akan melakukan lepas landas (*Takeoff*) dan terbang menanjak (*Climb*). Karena pada fase ini mesin pesawat bekerja secara maksimal guna mewujudkan fase lepas landas (*Takeoff*) dan menanjak (*Climb*).^[5]

Pada saat pesawat melakukan lepas landas (*takeoff*) tanpa menggunakan metode *Derate Thrust* dengan gaya dorong (*thrust*) maksimal dari *engine* maka hanya membutuhkan 2/3 dari panjang landasan yang ada sampai pesawat terangkat ke udara.

Sedangkan jika menggunakan *Derate Thrust* pada saat pesawat melakukan lepas landas (*takeoff*) maka akan membutuhkan jarak yang lebih panjang maksimal dari landasan terbang.



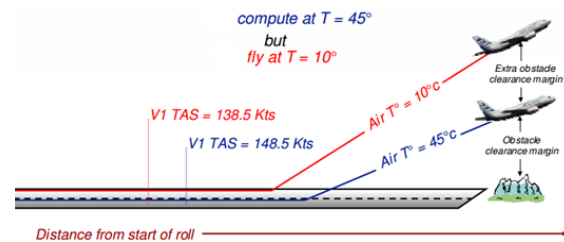
Gambar 2.1 Perbedaan Max thrust dan Derate Thrust^[13]

Sebagai contoh penggambaran system dari metode *Fixed Derate* ini adalah, misalkan sebuah *engine* pesawat terbang dapat menghasilkan gaya dorong maksimal (*Max Thrust*) sampai dengan 27.000 lbf, kemudian oleh para *engineer* dari pihak *manufacture* diatur agar *engine* menghasilkan gaya dorong maksimal (*Max Thrust*) menjadi 25.000 lbf. Sehingga *engine* akan menghasilkan sekitar 92.6% dari gaya dorong maksimal (*Max Thrust*), walaupun *thrust lever* sudah pada posisi *full throttle*^[1].

Flexible Derate

Flexible Derate atau biasa disebut juga dengan *assumed Temperature* adalah salah satu metode dari *Derate Thrust* yang digunakan untuk mengurangi kebisingan dan mengurangi penggunaan gaya dorong (*thrust*) secara maksimal. Untuk pesawat Airbus dan Fokker metode ini dikenal atau disebut dengan *Flex temp*, sedangkan untuk pesawat jenis lain metode ini dikenal atau disebut dengan *thrust reduction* atau *Factored takeoff thrust*. Metode ini sangat bergantung kepada suhu sekitar landasan pada saat pesawat akan melakukan lepas landas (*takeoff*) daripada persentase dari gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan, karena metode ini memanipulasi data suhu yang sebenarnya menjadi lebih tinggi. Memanipulasi suhu menjadi lebih tinggi dimaksudkan agar FMC men-*setting* gaya

dorong (*Thrust*) yang dihasilkan *engine* tidak perlu maksimal, karena suhu yang tinggi akan semakin meningkatkan tingkat stress *engine* itu sendiri^[3].



Gambar 2.2 Flexible Derate^[3]

Perhitungan Derate Thrust

Pada bab ini akan dibahas mengenai perhitungan *derate thrust* dimana hasilnya (*derate thrust*) memiliki satuan persen (%)

$$\text{Derate Thrust} = 100 \times \left(1 - \frac{FNK_{\text{measured}}}{FNK_{PM}} \right)$$

Dengan :

FNK_{measured} : Exhaust Gas Temperature (EGT) yang diukur (Satuan °C)

FNK_{PM} : Temperature Power Management (Konstanta 939°C)

Kemudian untuk mencari FNK_{measured} / EGT dengan diketahuinya *derate thrust* yaitu dengan mengganti Rumus 2.1.1 menjadi

$$FNK_{\text{measured}} = \left(\frac{100 - \text{Derate Thrust}}{100} \right) \times 939$$

(Rumus 2-2)

$$\text{Margin Error} = \left(\frac{B - A}{A} \right) \times 100$$

(Rumus 2-3)

Dengan :

Margin Error : Persentase perbedaan antara data derate Thrust actual dengan derate thrust perhitungan manual

A : data derate thrust actual

B : data derate thrust perhitungan manual

Setelah di dapat perhitungan persentase *derate thrust* maka akan dilakukan perhitungan *derate thrust* yang digunakan untuk mengetahui seberapa besar persentase gaya dorong (*thrust*) yang digunakan saat pesawat melakukan lepas landas (*take off*). Adapun rumus yang digunakan adalah sebagai berikut :

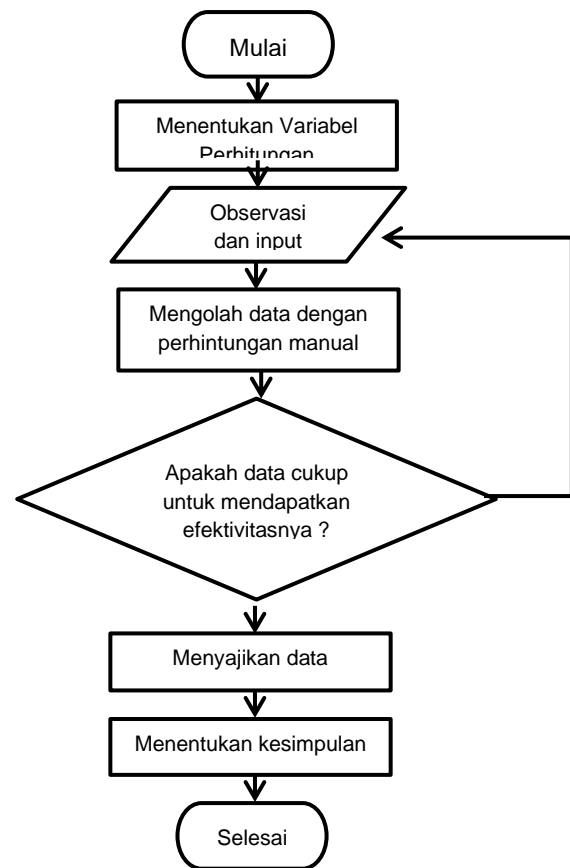
$$\text{Derate Thrust yang Digunakan} = 100 - \text{Persentase Derate Thrust}$$

(Rumus 2-4)

III. METODE

Alur Penelitian

Alur kerja penelitian tersaji dalam *flowchart* yang ditampilkan dalam **Gambar 3.1**.



IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

Data Pengerjaan Thrust Derate

Berikut adalah penyajian data yang didapat dari PT. APY tentang *thrust derate* pada pesawat Airbus A320-200 dari Bulan Januari 2016 – Maret 2016. Data tersebut berisi tentang persentase *thrust derate* yang dilakukan oleh *engine* CFM56-5B dan hasil actual dari EGT. Adapun data actual dari *thrust derate* dan EGT ini penulis hanya menyajikan pada bulan januari 2016 PK-A1 dalam bentuk tabel,

Tabel 4.1 Data actual persentase *Derate Thrust* pada bulan januari 2016

PK-A1	Engine Id	
	569321	
Flight DateTime	Derate Thrust-% TAKEOFF-1	Derate Thrust Smoothed-% TAKEOFF-1
1/1/2016 5:54	21.785	22.804

1/3/2016 9:12	21.866	22.616
1/4/2016 11:27	22.18	22.529
1/6/2016 5:48	23.97	22.817
1/8/2016 5:53	23.665	22.987
1/13/2016 13:01	23.694	23.128
1/14/2016 9:59	24.068	23.316
1/15/2016 10:51	21.606	22.974
1/16/2016 7:01	16.945	21.768
1/17/2016 7:07	13.346	20.084
1/18/2016 10:49	22.484	20.564
1/20/2016 8:23	19.396	20.33
1/21/2016 9:41	22.167	20.698
1/22/2016 9:53	22.941	21.146
1/23/2016 8:25	13.131	19.543
1/24/2016 8:25	22.044	20.043
1/25/2016 8:20	24.777	20.99
1/26/2016 5:48	21.997	21.191
1/27/2016 5:49	21.303	21.214
1/28/2016 7:15	16.18	20.207
1/30/2016 1:20	23.828	20.931
1/30/2016 12:24	25.76	21.897
1/31/2016 8:36	21.881	21.894

Perhitungan Efektivitas *Derate Thrust* secara manual

Perhitungan ini digunakan untuk mencari nilai dari efektivitas *derate thrust*, dimana untuk melakukan perhitungan ini menggunakan rumus (2-1) :

$$Eff. Derate Thrust = 100 \times \left(1 - \frac{FNK_{measured}}{FNK_{PM}}\right)$$

Dengan :

$FNK_{measured}$: Exhaust Gas Temperature (EGT) yang diukur (Satuan °C)

FNK_{PM} : Temperature Power Management (Konstanta 939°C)

Menghitung efektivitas *derate thrust* secara manual pada PK-A1 dari bulan januari 2016 sampai maret 2016

Berikut ini adalah salah satu contoh perhitungan manual yang dikerjakan oleh penulis langsung. Data-data tersebut antara lain persentase *derate thrust* dan EGT. Untuk mengetahui efektivitas *Derate Thrust* secara lengkap dari bulan januari sampai maret 2016 secara perhitungan manual dapat dilihat pada tabel 4.2 sampai tabel 4.10. Sedangkan untuk mengetahui langkah-langkah perhitungan dari *Derate Thrust*, penulis mengambil salah satu data pada bulan januari 2016 yaitu dengan menggunakan rumus (2-1) sebagai berikut

$$Eff. Derate Thrust = 100 \times \left(1 - \frac{FNK_{measured}}{FNK_{PM}}\right)$$

Diketahui :

- $FNK_{measured}$ (EGT): 746 °C
- FNK_{PM} (Konstanta) : 939 °C

Dengan memasukan nilai-nilai yang sudah ada kedalam rumus (2-1) maka menjadi

$$Eff. Derate Thrust = 100 \times \left(1 - \frac{746}{939}\right)$$

$$Eff. Derate Thrust = 100 \times (1 - 0.7944621938232162)$$

$$Eff. Derate Thrust = 100 \times (0.2055378061767838)$$

$$Eff. Derate Thrust = 20.554 \%$$

Setelah dilakukan perhitungan secara manual maka diperoleh *derate thrust* sebesar 20.554 %.

Perhitungan *Derate Thrust* yang digunakan

Setelah perhitungan Efektivitas *Derate Thrust* didapat maka selanjutnya akan dilakukan perhitungan *derate thrust* yang digunakan, adapun rumus yang dipakai adalah rumus (2-4) sebagai berikut :

$$\text{Derate Thrust yang Digunakan} = 100 - \text{Eff. Derate Thrust}$$

Dengan men-subtitusikan hasil dari persentase perhitungan *derate thrust* secara manual ke persamaan (2-4) maka menjadi

$$\begin{aligned} \text{Derate Thrust yang Digunakan} &= 100 \\ &- \text{Persentase Derate Thrust} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Derate Thrust yang Digunakan} &= 100 - 20.554 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Derate Thrust yang Digunakan} &= 79.446 \% \end{aligned}$$

Tabel 4.2 Data perhitungan manual *Derate thrust* bulan januari PK-A1

PK-A1	Engine Id		
	569321		
Flight DateTime	EGT-DEG_C TAKEOFF-1	Eff. Derate Thrust Smoothed-% TAKEOFF	Thrust yang digunakan-%
1/1/2016 5:54	746	20.554	79.446
1/3/2016 9:12	742	20.980	79.020
1/4/2016 11:27	737	21.512	78.488
1/6/2016 5:48	739.5	21.246	78.754
1/8/2016 5:53	738	21.406	78.594
1/13/2016 13:01	737	21.512	78.488
1/14/2016 9:59	740	21.193	78.807
1/15/2016 10:51	745	20.660	79.340
1/16/2016 7:01	757	19.382	80.618
1/17/2016 7:07	756	19.489	80.511
1/18/2016 10:49	728	22.471	77.529
1/20/2016 8:23	732.5	21.991	78.009
1/21/2016 9:41	729.5	22.311	77.689

1/22/2016 9:53	723.5	22.950	77.050
1/23/2016 8:25	746.5	20.501	79.499
1/24/2016 8:25	725	22.790	77.210
1/25/2016 8:20	707	24.707	75.293
1/26/2016 5:48	721	23.216	76.784
1/27/2016 5:49	720.5	23.269	76.731
1/28/2016 7:15	744	20.767	79.233
1/30/2016 1:20	715.5	23.802	76.198
1/30/2016 12:24	717.5	23.589	76.411
1/31/2016 8:36	729.5	22.311	77.689

Berdasarkan tabel 4.2 diatas dapat dilihat bahwa Efektivitas *Derate Thrust* untuk PK-A1 paling tinggi pada bulan januari sebesar 24.707% sedangkan untuk EGTnya hanya sebesar 707 °C.

Tabel 4.2 Perhitungan Efektivitas Derate Thrust yang paling besar dari bulan januari-maret 2016

	PK-A1		PK-A2		PK-A3	
	Derate Thrust-%	EGT °C	Derate Thrust-%	EGT °C	Derate Thrust-%	EGT °C
Januari	24.707	707	22.79	725	22.258	730
Februari	25.559	699	24.175	712	23.482	718.5
Maret	23.962	714	23.536	718	23.482	718.5

Perhitungan Margin Error

Dari hasil perhitungan diatas didapatkan margin error yang merupakan selisih perbedaan *Derate Thrust* antara data aktual dengan perhitungan manual

Untuk perhitungan *thrust derate* data aktual :

Engine id 569321 22.804%

Nilai untuk setiap perhitungan margin error menggunakan rumus (2-3) sebagai berikut :

$$\text{Margin Error} = \left(\frac{B - A}{A} \right) \times 100$$

Jika dimasukkan kedalam perhitungan menjadi :

$$ME \text{ Engine id } 569321 = \left(\frac{20.554 - 22.804}{22.804} \right) \times 100$$

ME Engine id 569321 = **9.87%**

Tabel 4.3 Margin error data aktual dengan perhitungan manual

Data AKtual	Perhitungan Manual	Margin Error
Engine Id	Engine Id	
569321	569321	
Thrust Derate Smoothed-% TAKEOFF	Thrust Derate -% TAKEOFF	ENGINE ID 569321
22.804	20.554	9.87
22.616	20.980	7.23
22.529	21.512	4.51
22.817	21.246	6.89
22.987	21.406	6.88
23.128	21.512	6.99
23.316	21.193	9.11
22.974	20.660	10.07
21.768	19.382	10.96
20.084	19.489	2.96
20.564	22.471	9.27
20.33	21.991	8.17
20.698	22.311	7.79
21.146	22.950	8.53
19.543	20.501	4.90
20.043	22.790	13.71
20.99	24.707	17.71
21.191	23.216	9.56
21.214	23.269	9.69
20.207	20.767	2.77
20.931	23.802	13.72
21.897	23.589	7.73
21.894	22.311	1.90

Analisa Perhitungan Margin Error

Dari hasil perhitungan margin error dapat dilihat bahwa terdapat perbedaan yang cukup signifikan pada persentase *Derate Thrust* data actual terhadap perhitungan manual. Hal ini disebabkan karena keterbatasan data yang diperoleh, dimana pada *derate thrust* perhitungan aktual data sudah di rata-ratakan dalam satu hari penerbangan sedangkan pada perhtungan manual rumus yang digunakan adalah perhitungan *derate thrust* dalam satu kali penerbangan.

V. KESIMPULAN

1. Hasil dari perhitungan manual efektivitas *Derate Thrust* untuk PK-A1, PK-A2, dan PK-A3 selama bulan januari sampai maret 2016 tertinggi yaitu pada bulan february sebesar 25.559% dengan EGT 699 °C pada pesawat PK-A1.
2. Berdasarkan hasil tersebut maka suhu berbanding terbalik dengan efektivitas *Derate Thrust* dan suhu merupakan faktor penting dalam pengoperasian *Derate Thrust*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Chiles, Patrick, 2011, "*When Less is More : Reduced Thrust Takeoff offer safety Benefits, as well as Econoics Benefits*", FAA, USA.
- [2] Chenghong, Yan., 2002, "*Reduced Thrust Takeoff*", International Council of the Aeronautical Sciences Congress.
- [3] Brady, Chris., 2008, "*Assumed Temperature Thrust Reduction*", *The Boeing 737 Technical Site*.
- [4] FAA Advisory Circular., 1988, "*Reduced and Derated Takeoff Thrust (Power) Procedures*" , No.25-23.

- [5] Henry, Boris., 2006, “*Enhanced Reduced Thrust at Takeoff*”, Airbus S.A.S., Toulouse, France.
- [6] _____2016, airbus derate thrust <http://www.oaviao.com/derated-.html> diakses pada tanggal 20 Juni 2016.
- [7] _____2016, Aircraft Spesification <http://airliners.net> diakses pada tanggal 20 Juli 2016.
- [8] _____2016, Aircraft Spesification www.airbus.com diakses pada tanggal 20 Juli 2016.
- [9] _____2016, Pengetahuan Bandar udara <http://bandara.web.id/pengertian-lepas-landas.html> diakses pada tanggal 14 Juni 2016.
- [10] _____2016, Bandar Udara Halim Perdana Kusuma <http://bandara.web.id/bandarudara-halimperdanakusuma>, diakses pada tanggal 11 juli 2016
- [11] _____2016, Bandar Udara Hang Nadim [http://bandara.web.id-bandarudarahangnadim](http://bandara.web.id/bandarudarahangnadim), diakses pada tanggal 11 juli 2016
- [12] _____2016, Bandar Udara Kualanamu <http://kualanamairport.co-.id/id/airport/airport-technical-information>, diakses pada tanggal 11 juli 2016
- [13] Ting, Dennis., 2009, “*Reduced and Derate Thrust*” Performance Engineer-Operations Course.
- [14] _____2014, “*Basic Engine*” Engine Performance.
- [15] _____2016,’ “*Total air temperature*” Batam Aero Technic.