

# PERHITUNGAN GAYA DORONG PESAWAT N219 DENGAN MENGGUNAKAN PEMODELAN MATEMATIK DARI DATA *ENGINE DECK* PESAWAT N219

## *TOTAL THRUST DETERMINATION USING N219 ENGINE DECK MODELLING APPROXIMATION FOR N219 AIRCRAFT*

Achmad Budi Utomo, Derajat, Aman Qomara  
Divisi Pusat Uji Terbang  
PT Dirgantara Indonesia

### **Abstrak**

Gaya dorong atau *thrust* sangat berpengaruh terhadap kinerja pesawat. Pada beberapa pengujian, penentuan gaya dorong untuk tiap kondisi terbang sangat diperlukan untuk perhitungan data uji terbang. Sering kali data *thrust* yang diperlukan secara cepat dan akurat untuk melihat kemampuan pesawat pada manuver tertentu seperti pada kondisi *cruise*, *climb* dan *take off*. Penentuan gaya dorong dapat dilakukan dalam beberapa cara baik dengan pengukuran langsung, menggunakan data dari *engine* manufaktur (*engine deck*) atau dengan melakukan pemodelan dari sistem propulsi. Pada makalah ini dijelaskan perhitungan gaya dorong N219 dengan membuat model matematika dari data *engine* dan propeler manufaktur (*engine deck*). Model matematik untuk *thrust* N219 dikembangkan berdasarkan pada pemodelan *engine thrust* pada pesawat sebelumnya dengan parameter *engine* yang telah disesuaikan. Model gaya dorong yang dibuat saat ini masih dalam tahap pengembangan dan perlu dilakukan validasi agar dapat digunakan untuk keperluan pengujian N219.

Kata kunci: gaya dorong, *engine deck*, *total thrust*

### **Abstract**

*Thrust is very important for performance and maneuver plane. In a view test, the total thrust determination is important tool to take and calculation flight test data for every flight condition. Often thrust data is needed quickly and accurately to see the ability of aircraft on certain maneuver as in cruise and take off conditions. Determination of thrust can be done in several ways either by direct measurement, using data from engine manufacturer (engine deck) or by modeling the engine propulsion system. This paper describes the calculation of the N219 thrust force by creating a mathematical model of manufacturing engine data (engine deck). The mathematical model for the N219 thrust was developed based on thrust engine modeling of the previous plane with adjusted engine parameters. The current model of thrust force is still development stage and needs to be validated to be used for N219 testing purposes.*

*Keywords: thrust, engine deck, total thrust*

## **1. PENDAHULUAN**

### **Latar Belakang**

Dalam menentukan atau menghitung kemampuan (*performance*) pesawat, gaya dorong (*thrust*) sangat diperlukan. Penentuan gaya dorong pada saat uji terbang merupakan hal yang penting untuk membantu proses perhitungan *performance* khususnya menjadi lebih cepat. Untuk menentukan gaya dorong, biasanya data gaya dorong didapatkan dari *engine* atau propeler manufaktur dalam bentuk tabel atau *software engine deck*. Akan tetapi untuk kebutuhan pengujian yang memerlukan perhitungan yang cepat terutama pada kondisi pengujian Online dengan data semi *real time* (*quasi real time*), cara ini tidak efektif untuk digunakan karena dibutuhkan waktu untuk melihat tabel atau menghitung gaya dorong dari *software engine deck*. Cara selanjutnya adalah dengan memodelkan *engine* dan propeler dengan melakukan pendekatan persamaan matematik dari beberapa variabel uji terbang. Model *engine* ini dikembangkan untuk memudahkan perhitungan gaya dorong dalam waktu yang cepat. Model penentuan gaya dorong (*thrust*) total harus memberikan nilai akurat (mendekati *engine deck* yang

sebenarnya) dan cukup untuk bisa diterapkan pada perangkat lunak data *real-time / on-line* atau *quasi real time*.

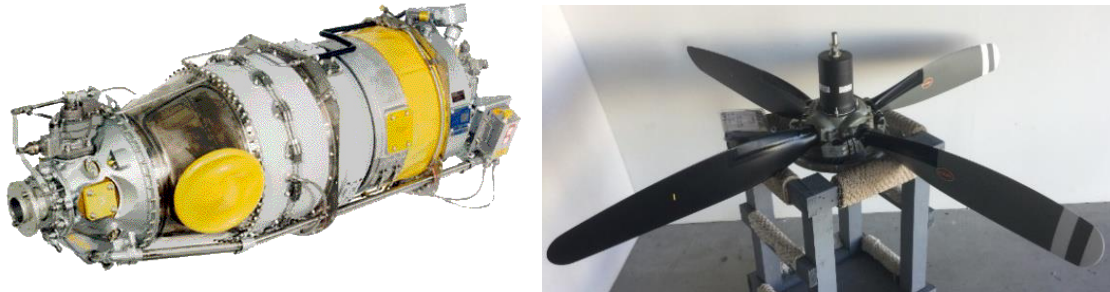
### Tujuan

Memodelkan daya dorong (*thrust*) dari mesin turboprop PT6A-42 dengan model propeler Hartzell D9390SK yang terpasang pada pesawat N219 di beberapa kondisi penerbangan dan pengaturan mesin.

### Spesifikasi Pesawat dan Sistem Propulsi N219

N219 Merupakan pesawat bermesin turbo propeler, *unpressurized*, dengan konfigurasi *high wing* dan *middle tail*. Pesawat N219 memiliki *landing gear* dengan tipe *tricycle* pada *fuselage*. N219 dirancang dengan menggunakan mesin turboprop tipe PT6A-42 yang terpasang pada sayap. *Engine* ini memiliki daya hingga 850 SHP pada 2000 rpm dan konsumsi bahan bakar (*specific fuel consumption*) 552.667 lb/hr. Torsi maksimum yang dihasilkan mencapai 2230 ft-lb. Propeler yang digunakan diproduksi oleh Hartzell dan mempunyai dimensi sebagai berikut:

- Diameter 93 inch (7.75 feet)
- Jumlah *blades* 4
- *Exhaust exit area* 90 inch<sup>2</sup>



Gambar 1. Mesin dan propeler N219

## 2. METODOLOGI

Metodologi yang digunakan dalam pemodelan sistem propulsi N219 adalah sebagai berikut:

- Pengumpulan data *engine* dan propeler (dimensi, *gear ratio* dll)
- Penentuan model *engine* dan parameter yang akan digunakan dari *engine deck* ( $T_p, T_j, C_p, C_t$ )
- Plot data untuk menentukan nilai parameter (Plot  $J$  vs  $C_p$  dan  $C_t$ )
- Membandingkan hasil pemodelan dengan data *engine deck*

## 3. PEMODELAN GAYA DORONG TOTAL (*TOTAL ENGINE THRUST*)

Pemodelan gaya dorong N219 ini dibuat berdasarkan acuan dari pemodelan gaya dorong pada pesawat CN235. Model dari *engine* CN235 dimodifikasi dengan menyesuaikan parameter *engine* dari *engine deck* N219. *Engine deck* adalah program komputer yang mengevaluasi nominal kinerja dari produk mesin turboprop dan propeler untuk setiap kombinasi dari ketinggian, kecepatan, suhu, dan ekstraksi daya dalam batas pengoperasian mesin. Baik N219 maupun CN235 merupakan pesawat dengan tipe turboprop sehingga terdapat kontribusi propeler dan jet *engine* terhadap total *thrust*. Total *thrust* ( $T$ ) di modelkan dengan penjumlahan antara *thrust* propeler ( $T_p$ ) dan *thrust* mesin jet ( $T_j$ ). Gaya dorong propeler adalah kekuatan aerodinamis yang di hasilkan oleh bilah propeler, sedangkan gaya dorong mesin adalah momentum yang di hasilkan oleh perbedaan antara aliran massa udara pada mesin dan inlet.

$$T = T_p + T_j \quad (1)$$

Kontribusi  $T_j$  tidak terlalu signifikan jika dibandingkan  $T_p$  sehingga  $T_j$  bisa diabaikan untuk mesin turboprop.

### Model Propeller Thrust (Tp)

Gaya dorong propeler di formulasikan sebagai berikut [1]

$$T_p = 147.87 \eta_p P_{prop} / V_t \quad (2)$$

Dimana :

$$\eta_p = J \frac{C_t}{C_p} \quad (3)$$

$$J = 101.34 \frac{V_t}{N_p D} \quad (4)$$

$$C_p = 6.12197 \times 10^{10} \frac{P_{prop}}{\rho N^3 D^5} \quad (5)$$

$$C_t = C_t(J, C_p, \beta_p) \quad (6)$$

$$P_{prop} = \eta_{GB} (P_{prop})_i - P_{ext} \quad (7)$$

$$(P_{prop})_i = \frac{T_{Qengine} N_p T}{C} \quad (8)$$

$$N_p T = N_p Gratio \quad (9)$$

$$C = 5252 \quad (10)$$

$$Gratio \approx 0.0667 \quad (11)$$

Keterangan :

$\eta_p$  = Efisiensi propeller

$V_t$  = True Airspeed

$D$  = Diameter Propeler

$J$  = *Advanced Ratio*

$\eta_{GB}$  = efisiensi gearbox

$P_{prop}$  = Propeller shaft power

$(P_{prop})_i$  = *Indicated Propeller power*

$Gratio$  = *Gearing ratio*

$N_p T$  = Putaran turbin

Penentuan dari efisiensi propeler ( $\eta_p$ ) adalah tahap yang sangat penting untuk menghitung *thrust* propeler. Langkah penting untuk menentukan koefisien *thrust* propeler yaitu penghitungan  $C_t$ . Koefisien gaya dorong ( $C_t$ ) merupakan fungsi dari koefisien *power* ( $C_p$ ), sudut bilah propeler dan *advanced ratio* ( $J$ ). Di dalam data *engine deck*, koefisien *thrust* propeler ditentukan oleh '*multi dimensions tabel look up interpolation*' yang mana tergantung dari propeler *advanced ratio* ( $J$ ), koefisien *power* ( $C_p$ ) dan sudut bilah propeler ( $\beta_p$ ). Model dari koefisien *thrust* di ambil sebagai polinomial koefisien daya propeler berdasarkan nilai yang di berikan *advance ratio*.

$$(C_t)J = \sum_{i=1}^n C_p^{-1} \quad (12)$$

Tabel berikut merupakan data  $C_t$  dan  $C_p$  dari model *engine N219* dari hasil pengolahan data *engine deck*. Setelah melakukan pengolahan data, didapatkan hasil koefisien-koefisien yang dibutuhkan untuk menghitung *thrust* pada N219, dengan cara :

- Ambil data  $C_t$  (koefisien gaya dorong),  $C_p$  (koefisien *power*), dan  $J$  (*advanced ratio*) pada *engine deck*.
- Urutkan semua data berdasar pada  $J$ .
- Plot berdasarkan  $J$  dan lakukan polinomial pangkat 5, untuk mendapatkan:  $C_t = A.C_p^5 + B.C_p^4 + C.C_p^3 + D.C_p^2 + E.C_p + \text{konstanta}$ .
- Maka nilai  $A, B, C, D, E$  dan konstanta bisa di dapatkan berdasar pada  $J$  yang telah diurutkan.
- Nilai  $A, B, C, D, E$  dan konstanta merupakan nilai koefisien dari polinomial pangkat 5 untuk menghitung  $C_t$  seperti pada langkah sebelumnya.

Berikut adalah hasil koefisien-koefisien yang dibutuhkan:

**Tabel 1. Model koefisien thrust untuk Forward Thrust (Power Level Flight)**

J	$C_p^5$	$C_p^4$	$C_p^3$	$C_p^2$	$C_p$	Konstanta
0.6538	165.43	-148.09	53.323	-11.319	2.275	-0.0305
0.707	52.351	-57.258	23.967	-6.312	1.79385	-0.0165
0.8045	145.2855	-131.3405	47.613	-9.8639	2.0057	-0.0298
0.9025	32.56305	-34.33465	13.8929	-3.6417	1.343	-0.0078
1.0045	-13.9155	3.058	4.20545	-2.8645	1.3521	-0.0202
1.104	1.297	-12.317	10.37795	-4.0016	1.41165	-0.02675
1.203	5.1572	-6.8298	3.7304	-1.55385	0.99825	-0.00865
1.303	43.3427	-50.4508	23.0159	-5.58915	1.36515	-0.0263
1.407	73.5405	-87.6255	41.1525	-9.91015	1.83845	-0.05225
1.5045	6.10835	-8.43085	4.4472	-1.4583	0.84335	-0.0099
1.603	-21.2955	17.1325	-3.7835	-0.5074	0.82925	-0.0181
1.7979	113.33	-190.42	126.03	-41.264	7.1664	-0.4176

**Tabel 2. Model koefisien thrust untuk Forward Thrust (Take Off Power)**

J	$C_p^5$	$C_p^4$	$C_p^3$	$C_p^2$	$C_p$	Konstanta
0.130	-68228	71656	-29997	6255.3	-649.33	27.092
0.206	2398.6	-1827.7	390.37	15.816	-13.57145	1.3876
0.3005	1314.375	-1026.19	267.78	-26.8205	2.023	-0.0112
0.402	18077	-18423.5	7444.4	-1490.75	148.42	-5.6654
0.5055	-4723.2	5696.45	-2706.7	628.315	-69.9865	3.1454
0.6015	-5230.3945	6503.3315	-3221.7125	792.65875	-96.05565	4.7727
0.707	-3834.2	4798.5	-2397.15	596.04	-73.0035	3.6978
0.8005	-7427.725	7542.35	-2966.25	549.495	-44.189	1.07305
0.9025	-2373.3	2975.355	-1503.325	382.77	-48.5455	2.6174
0.98	-376.8	647.71	-443.25	149.79	-24.37	1.7046

Pemodelan ini hanya terbatas untuk kondisi *power level flight (cruise power)* dan *take off power*. Kondisi *cruise power* dan *take off* merupakan kondisi yang menentukan *performance* dari N219 dan paling banyak digunakan selama operasi.

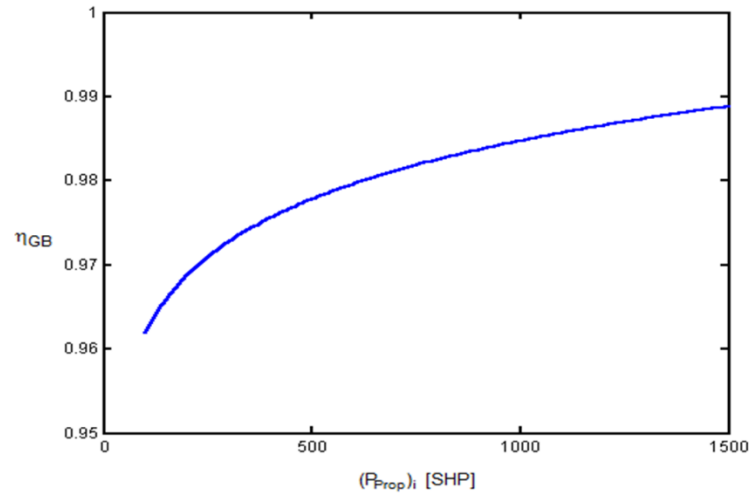
### Koreksi daya propeler

Terdapat 2 sumber untuk melakukan koreksi daya propeler, yang pertama kerugian akibat utilisasi dari *gear box* untuk konversi rotasi kecepatan tinggi yang dihasilkan oleh turbin mesin ke rotasi kecepatan rendah pada poros propeler. Kedua, konsumsi tenaga untuk menghasilkan sistem elektrik (ekstraksi daya) dan sistem lain yang memerlukan tenaga dari mesin.

#### a. Model efisiensi *gear box* ( $\eta_{GB}$ )

Efisiensi *gear box* digunakan bila pengukuran dari parameter daya propeler dilakukan secara tidak langsung, Cara ini menggunakan parameter torsi mesin yang berada di belakang *gear box*, kelebihan parameter daya propeler harus dikoreksi oleh efisiensi *gear box*. Efisiensi *gear box* sudah di modelkan sebagai berikut:

$$\eta_{GB} = 0.9178 (P_{prop})^{0.0102} \quad (13)$$



Gambar 2. Grafik efisiensi gear box terhadap daya propeler

#### b. Propeller Power Extraction (Pext) Model

Propeller power extraction merupakan daya yang hilang akibat sistem lain seperti sistem elektrik, anti-icing. Power yang diambil untuk menggerakkan sistem-sistem tersebut akan mengurangi power yang dihasilkan oleh propeler shaft seperti pada persamaan 7. Pada persamaan model ini, power extraction diabaikan karena data power yang diambil oleh tiap-tiap sistem belum tersedia.

#### Model Engine Thrust Jet (Tj)

Model jet thrust masih menggunakan model jet thrust engine CN235. Engine/jet thrust di modelkan sebagai fungsi dari kecepatan benar pesawat ( $V_t$ ), kecepatan rotasi propeler ( $N_p$ ), penunjukan altitude ( $H$ ) dan penunjukan aliran bahan bakar atau fuel flow ( $F_f$ ).

$$T_J = C_1 F_f + C_2 H + C_3 N_p + C_4 V_t + C_5 F_f V_t + C_6 H V_t + C_7 F_f N_p + C_8 H N_p + C_9$$

Hasil yang sesuai mengisi konstanta-konstanta tersebut setelah dilakukan pemodelan pada CN235 [1], adalah sebagai berikut:

$$\begin{aligned} C_1 &= 0.2141 & C_2 &= 9.5600 \cdot 10^{-4} \\ C_3 &= 0.0383 & C_4 &= -0.2509 \\ C_5 &= -4.0195 \cdot 10^{-5} & C_6 &= 5.3777 \cdot 10^{-6} \\ C_7 &= -8.134756 \cdot 10^{-5} & C_8 &= -3.4358 \cdot 10^{-7} \\ C_9 &= -64.8348 \end{aligned}$$

## 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

### Perbandingan Data antara Model dan Engine Deck

Model total thrust yang lengkap untuk data analisis dikembangkan menggunakan pemodelan dari tabel multi regresi untuk mendapatkan koefisien thrust ( $C_t$ ). Model ini dapat digunakan dengan parameter input sebagai berikut:

- 1) Pengaturan Mesin
- 2) Kecepatan Pesawat
- 3) Ketinggian
- 4) Koreksi ISA
- 5) Kecepatan Propeler
- 6) Operasi Mesin
- 7) Sistem Anti Icing

Hasilnya akan dibandingkan dengan prediksi dari engine deck pada setting mesin dan kondisi terbang seperti pada tabel di bawah

**Tabel 3. Model koefisien thrust untuk Forward Thrust (Take Off Power)**

Engine Setting	True Airspeed (knots)	Altitude (feet)	ISA correction (°C)	Propeller Speed	Engine Operation	ECS	AI
MCRP	100 ~ 220	10,000 ~ 25,000	-15, 0	2000 RPM	AEO	ON	OFF
MTOP	20 ~ 120	10,000 ~ 12,000	-15	2000 RPM	AEO	ON	OFF

Dibawah ini data dari prediksi *engine deck* dan modeling, dilakukan perbandingan agar dihasilkan koefisien *thrust* yang mendekati hasil *engine deck*.

**Tabel 4. Hasil simulasi pemodelan total thrust N219**

ENG SETTING: 100% Power Cruise

ISA correction : -15

Altitude : 10000 feet

Engine Deck Prediction				Modeling		
Vtas (Knots)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)
100.0	1530.6	78.2	1608.6	1540.6	33.3	1573.9
120.0	1426.6	72.9	1499.6	1460.7	25.0	1485.7
140.0	1328.8	68.1	1396.9	1364.0	16.7	1380.7
160.0	1237.6	63.2	1433.9	1276.6	8.6	1285.2
180.0	1155.1	58.2	1337.4	1194.3	0.1	1194.6
200.0	1064.7	52.0	1231.1	1106.4	-8.6	1097.7
220.0	984.5	45.8	1135.8	1025.6	-17.5	1008.2

ENG SETTING: 100% Power Cruise

ISA correction : -15

Altitude : 15000 feet

Engine Deck Prediction				Modeling		
Vtas (Knots)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)
100.0	1337.3	68.6	1406.0	1367.1	35.3	1402.5
120.0	1246.7	64.1	1310.8	1273.9	28.0	1302.0
140.0	1160.6	59.9	1220.5	1190.2	20.8	1211.1
160.0	1081.1	55.8	1136.9	1113.5	13.6	1127.2
180.0	1008.3	51.6	1059.9	1041.7	6.4	1048.1
200.0	952.4	47.7	1102.4	985.9	-0.5	985.4
220.0	900.5	43.6	944.2	935.1	-7.4	927.7

ENG SETTING: 100% Power Cruise

ISA correction : -15

Altitude : 20000 feet

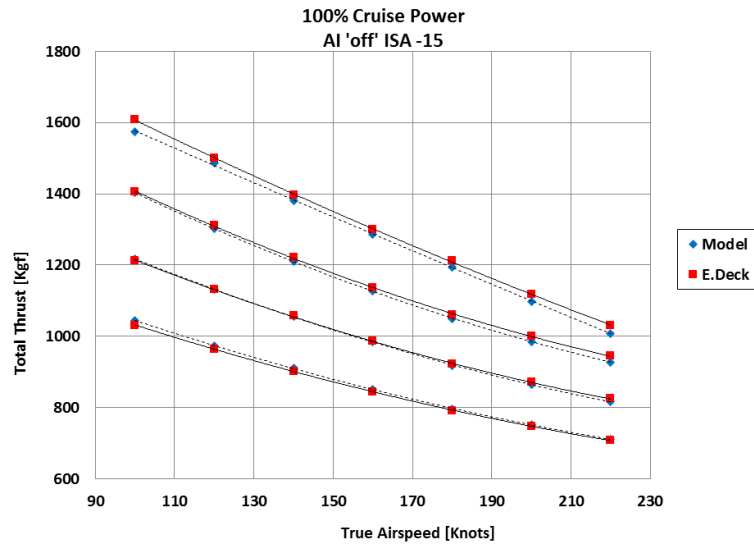
Engine Deck Prediction				Modeling		
Vtas (Knots)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)
100.0	1152.4	59.7	1212.1	1178.5	37.9	1216.5
120.0	1075.9	55.8	1131.8	1099.9	31.8	1131.7
140.0	1004.4	52.5	1165.1	1029.3	25.8	1055.1
160.0	936.6	49.0	985.7	964.2	19.7	984.0
180.0	875.4	45.5	1015.2	903.3	13.7	917.1
200.0	828.1	42.3	959.5	856.9	7.9	864.8
220.0	785.6	39.0	824.6	813.5	2.0	815.5

ENG SETTING: 100% Power Cruise

ISA correction : -15

Altitude : 25000 feet

Engine Deck Prediction				Modeling		
Vtas (Knots)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)	Tprop (KGf)	Tjet (KGf)	Ttot (KGf)
100.0	979.3	51.2	1030.5	1002.7	41.0	1043.8
120.0	916.5	48.1	964.6	937.8	36.0	973.9
140.0	857.1	45.3	902.4	878.7	31.2	909.9
160.0	800.6	42.5	843.1	824.3	26.2	850.6
180.0	751.8	39.6	791.4	774.5	21.4	796.0
200.0	710.0	37.0	747.1	735.5	16.6	752.2
220.0	672.8	34.3	707.2	698.3	11.9	710.3



Gambar 3. Hasil perbandingan engine deck dan model total thrust N219

Data di atas hanya menggunakan 100% power cruise. Dengan melakukan perhitungan yang sama untuk power setting sampai 40% dengan berbagai ketinggian, maka didapatkan hasil persentase error antara engine deck dengan perhitungan model pendekatan seperti ditunjukkan pada Tabel 5 dibawah ini.

Tabel 5. Perbandingan persentase error thrust engine deck dengan model

Hasil Perbandingan Thrust N219							
Ketinggian	Power Setting 40%-100%						
	100%	90%	80%	70%	60%	50%	40%
10000 ft	1.55%	1.66%	2.13%	1.51%	1.58%	1.14%	1.17%
15000 ft	0.98%	1.25%	1.29%	1.08%	1.19%	0.95%	1.11%
20000 ft	0.41%	0.73%	0.80%	0.77%	0.82%	1.01%	1.27%
25000 ft	0.81%	1.07%	1.14%	1.29%	1.36%	1.77%	2.07%
Average	0.94%	1.17%	1.34%	1.16%	1.24%	1.22%	1.41%

## 5. KESIMPULAN

Penentuan alternatif total thrust dengan menggunakan data uji terbang sudah diusulkan dengan pemodelan thrust propeler dan thrust jet menggunakan metode regresi berganda untuk beberapa pengaturan mesin pada kondisi power level flight dan kondisi take-off power. Selama pembuatan makalah ini, data untuk power setting flight idle dan ground idle belum sepenuhnya mendapatkan informasi lengkap, oleh karena itu pemodelan dilakukan untuk kedua power setting tersebut.

Metode yang sudah dilakukan/diusulkan mendapatkan hasil yang baik untuk total thrust, thrust propeler dan thrust jet. Hasil dari pemodelan menghasilkan data yang cukup mendekati hasil dari prediksi engine deck, hal ini dapat dilihat dari Tabel 5. Pada kondisi cruise untuk power setting 40% hingga 100 %, perbedaan model engine N219 berkisar antara 1-2% untuk variasi ketinggian terbang 10000-25000 feet. Metode pemodelan engine thrust untuk N219 ini merupakan metode pemodelan pada CN235[1] yang disederhanakan. Model yang digunakan pada saat ini dalam tahap pengembangan metode ini nantinya bisa untuk penerapan pada real-time/online untuk mendapatkan total thrust dari N219 menggunakan data uji terbang yang sebenarnya.

## UCAPAN TERIMA KASIH

Terima kasih kepada PT Dirgantara Indonesia bidang FT 4100, Pak Derajat, Pak Aman, telah membantu menyelesaikan makalah ini dengan memberi dukungan dan data yang diperlukan untuk pembuatan makalah ini sampai selesai.

## PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Legowo, Ari. *Total Thrust Determination for CN235 Aircraft Using Flight Test Data..Flight Test Software and Data Management- FTC PT DI Document No 35/FTC/FT3000/02/01.*
- [2] Prihanto, Agust; dan Kuswardana, Yustinus. *Flight Operation Manual. Flight Test Center PTDI D045-40002 Rev B, January 2014.*
- [3] Pusat Uji Terbang PT DI, 2012, *Introduction Flight Test.* Bahan Training IMAA, PT Dirgantara Indonesia (Persero), Bandung.
- [4] Roberts, Sean C, 1982 , *Light Aircraft Performance For Test Pilots and Flight Test Engineers,* Flight Reseach Inc, California.
- [5] Curtis-Wright Corporation Propeller Division, 1944, *Propeller Theory,* Cadwell, N. J.USA.
- [6] Muhammad, Hari dkk. *In Flight Thrust Determination By Load Measurement On The Engine Mounthing System.* Departement of Aeronautics and Astronautics Institute of Technology Bandung. ICAS2000 Congress.
- [7] [http://www.turbokart.com/about\\_pt6.htm](http://www.turbokart.com/about_pt6.htm)
- [8] <http://propellerpartsmarket.com/hc-e4n-3gd9390sk-1r-overhauled-propeller/>
- [9] *Engineering Data Management, N219 Airplance Manual . PT DI Document No D661ND1001.2017.*
- [10] Anderson D.F, Eberhardt S., 2001. *Understanding Flight : Edisi 1.* McGraw-Hill Education.

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

### DATA UMUM

Nama Lengkap : Achmad Budi Utomo  
Tempat & Tgl. Lahir : Bandung, 6 Januari 1994  
Jenis Kelamin : Laki-laki  
Instansi Pekerjaan : PT. Dirgantara Indonesia  
NIP. / NIM. : 170031



### DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMAN 16 Bandung Tahun: 2008-2011  
STRATA 1 (S.1) : Universitas Telkom Tahun: 2011-2015

### ALAMAT

Alamat Kantor / Instansi : Jl. Pajajaran No.154 Cicendo Bandung  
Telp. : 022-87821553  
Email : achmadbudiutomo1@gmail.com