

# Perbandingan Metoda Perhitungan *Takeoff Performance* Pesawat Konseptual *Flying Car Four Seater*

Riko Nurriyadi<sup>1</sup>, Sezsy Yuniorrta<sup>2</sup>, Yoga Yulasmana<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Program Studi Teknik Penerbangan Universitas Nurtanio Bandung

<sup>2</sup>Program Studi Motor Pesawat Universitas Nurtanio Bandung

[\\*sez.jusuf@gmail.com](mailto:sez.jusuf@gmail.com)

**Abstract.** Konsep *Urban Air Mobility* telah berkembang sejak awal abad ke 20, salah satu konsep yang berkembang adalah *flying car*, dimana sebuah kendaraan dapat dioperasikan baik di jalan raya maupun di udara. Dalam operasinya, *flying car* diharapkan untuk dapat lepas landas tanpa membutuhkan landasan pacu yang khusus, untuk itu analisa performa takeoff menjadi sangat penting. Penelitian ini membandingkan dua metoda dalam perhitungan performa takeoff pada pesawat konseptual *flying car four seater*, yaitu metoda integrasi dan metoda aproksimasi, berdasarkan data aerodinamika dari *software digital datcom*. Dari hasil analisis yang dilakukan pada kondisi sea level (ISA+0) dapat diketahui bahwa perhitungan menggunakan metode integrasi menghasilkan hasil yang lebih konservatif dibandingkan dengan metode aproksimasi dengan perbedaan hasil sekitar 5,3%. Dimana perhitungan menggunakan metoda integrasi memiliki kompleksitas yang lebih tinggi dibandingkan dengan perhitungan dengan menggunakan metoda aproksimasi.

Kata kunci : *Flying Car*, *Take off Performance*, Metoda Aproksimasi, dan Metoda Integrasi

## 1. Introduction

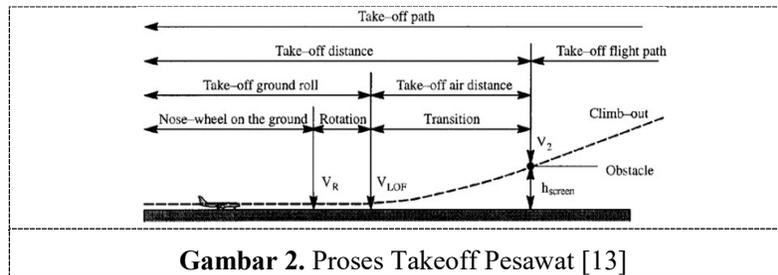
Konsep *Urban Air Mobility* telah berkembang sejak awal abad ke 20, dimulai dari konsep *flying car* di tahun 1950-an, hingga konsep *Vertical Take Off and Landing* (VTOL) yang berkembang di tahun 2020 [1]. *Flying car* pertama yang berhasil disertifikasi oleh FAA adalah konsep *Airphibian* milik Robert Fulton di tahun 1946 [2]. Berkebalikan dengan konsep *Airphibian* dimana pesawat yang ada di desain untuk dapat dikendarai di jalan raya, pesawat konseptual *flying car four seater* yang dikembangkan Irvan Abdillah [3] berbasis kepada mobil yang dapat diubah fungsi menjadi pesawat dengan mengutilisasi konsep sayap teleskopik yang dapat memanjang atau memendek apabila diperlukan, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 1.



Gambar 1. Pesawat Konseptual *Flying Car Four Seater* [3]

Dalam operasinya, *flying car four seater* ini diharapkan untuk dapat lepas landas dan mendarat tanpa membutuhkan landasan pacu yang khusus. Fase takeoff dan landing [8] merupakan salah satu fase terbang yang kritis. Untuk itu analisa *take-off performance* untuk menghitung panjang landasan yang diperlukan menjadi sangat penting. Terdapat dua metode untuk menghitung *takeoff performance*, yaitu antara metoda integrasi dan metode *aproksimasi*. Dimana pada metoda integrasi, panjang landasan dihitung pada setiap waktu berdasarkan perbedaan percepatan yang terjadi, sedangkan pada metoda *aproksimasi*, percepatan yang terjadi dianggap konstan. Selain itu, pengaruh jumlah mesin yang beroperasi, pada kendaraan bermesin lebih dari satu, juga akan berpengaruh terhadap *takeoff performance*.

Menurut regulasi, jarak *takeoff* atau lepas landas didefinisikan sebagai jarak yang tempuh yang diperlukan pesawat dari keadaan diam hingga mendaki pada ketinggian 50 ft diatas permukaan tanah [5]. *Takeoff* dibagi menjadi beberapa fase yaitu fase *ground roll*, fase *rotation*, dan fase *airborne*, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 2 [14].



*Ground roll* dihitung dari pesawat diam di *runway* dan bergerak hingga kecepatan sampai dengan  $V_{ROTATE}$ , sedangkan fase *Airborne* adalah fase pada *takeoff* yang dimulai sejak pesawat mencapai titik  $V = V_{LOF}$  kemudian terbang hingga mencapai ketinggian 35 ft. Diantara fase *ground roll* dan fase *airborne* adalah fase rotasi,

Pada perhitungan dengan menggunakan metode integrasi, percepatan pesawat dihitung pada setiap rentang waktu tertentu berdasarkan gaya-gaya yang bekerja. Percepatan tersebut kemudian diintegrasikan untuk menghasilkan kecepatan dan jarak tempuh[15]. Prinsip persamaan dinamik dan kinematik yang digunakan pada metoda integrasi adalah sebagai berikut:

$$\Sigma F = ma \quad (1)$$

$$V = V_o + at \quad (2)$$

$$S = V_o t + \frac{1}{2} at^2 \quad (3)$$

Dimana,

$\Sigma F$  = jumlah gaya yang bekerja

m = massa (lbs)

a = percepatan (ft/s<sup>2</sup>)

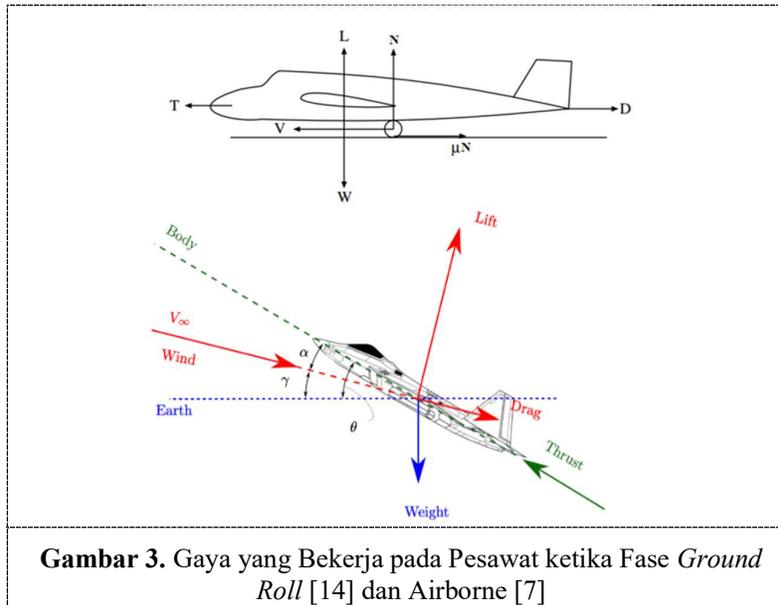
V = kecepatan akhir (ft/s)

V<sub>o</sub> = kecepatan awal (ft/s)

t = waktu (s)

S = jarak (ft)

Keunggulan dari metoda integrasi ini adalah ketelitian yang lebih tinggi, mengingat beberapa gaya yang bekerja pada pesawat, seperti gaya dorong (*thrust*), gaya angkat dan gaya hambat merupakan fungsi dari kecepatan. Adapun perhitungan percepatan untuk setiap fase *takeoff* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3, dapat dibagi kedalam *Ground Roll Phase*, *Potato Phase* dan *Airborne Phase*.



Percepatan pesawat udara pada fase *ground roll* adalah sebagai berikut [5]:

$$a = \frac{T - D - \mu(W - L)}{\frac{W}{g}} \quad (4)$$

sedangkan pada fase rotasi terdapat penambahan *angle of attack* ( $\alpha$ ), dan percepatan pesawat udara adalah seperti berikut [5]

$$a = \frac{T \cos \alpha - D - \mu(W - L)}{\frac{W}{g}} \quad (5)$$

Dimana,

- a = percepatan (ft/s<sup>2</sup>)
- T = *thrust* (lbs)
- D = *drag* (lbs)
- $\mu$  = koefisien gesek landasan
- W = *weight* (lbs)
- L = *lift* (lbs)
- g = gaya gravitasi (ft/s<sup>2</sup>)
- S = jarak (ft)
- t = waktu (sec)

Pada *airborne phase*, pesawat udara bukan hanya bergerak secara horizontal (sumbu X) namun juga bertambah ketinggian (sumbu Z), sehingga percepatan pesawat dihitung terhadap kedua sumbu tersebut, hingga jarak vertikal mencapai 50 ft sesuai ketentuan CASR.

Persamaan terhadap sumbu Z (*vertical*) :

$$n = \frac{L}{W} = \frac{W + m \frac{V^2}{R}}{W} = \frac{W + \frac{WV^2}{gR}}{W} = 1 + \frac{V^2}{Rg} \quad (6)$$

Persamaan terhadap sumbu X (*horizontal*) :

$$a_h = \frac{T \cos \theta - L \sin \gamma - D \cos \theta}{\frac{W}{g}} \quad (7)$$

Dimana,

- R = Radius (ft)  
a = percepatan (ft/s<sup>2</sup>)  
a<sub>h</sub> = percepatan horizontal (ft/s<sup>2</sup>)  
T = *thrust* (lbs)  
D = *drag* (lbs)  
W = *weight* (lbs)  
L = *lift* (lbs)  
g = gaya gravitasi (ft/s<sup>2</sup>)

Pada metode aproksimasi, *takeoff distance* dan *takeoff time* melalui persamaan dengan mengasumsikan percepatan yang konstan. Keunggulan dari metoda ini adalah kemudahan perhitungan tanpa perlu adanya iterasi seperti pada metoda integrasi.

Perhitungan *takeoff performance* dengan metode aproksimasi dibagi menjadi 4 fase yaitu fase *ground roll*, *rotation*, *transition*, dan *climb*. Persamaan pada setiap fase dapat dihitung dengan persamaan sebagai berikut.

$$S_g = \frac{W/S}{\rho g(C_D - \mu C_L)} \ln \left[ \frac{1}{1 - \frac{C_D - \mu C_L}{(T/W - \mu) C_{LT}}} \right] \quad (8)$$

$$t_g = \frac{V_T}{g(T/W - \mu)} \quad (9)$$

$$S_r = V_T \cdot \Delta t \quad (10)$$

$$S_t = \frac{W}{2g} \frac{V_a^2 - V_T^2}{T - D} \quad (11)$$

$$t_t = \frac{W}{g} \frac{V_a - V_T}{T - D} \quad (12)$$

$$S_c = \frac{h_s}{\gamma_c} \quad (13)$$

$$t_c = \frac{S_c}{V_a} \quad (14)$$

Dimana,

S<sub>g</sub> = *Ground Roll Distance* (m atau ft)

t<sub>g</sub> = *Ground Roll Time* (Sec)

S<sub>r</sub> = *Rotation distance* (m atau ft)

S<sub>t</sub> = *Transition distance* (ft)

t<sub>t</sub> = *Transition time* (sec)

S<sub>c</sub> = *Climb Distance* (ft atau m)

## 2. Metoda Penelitian

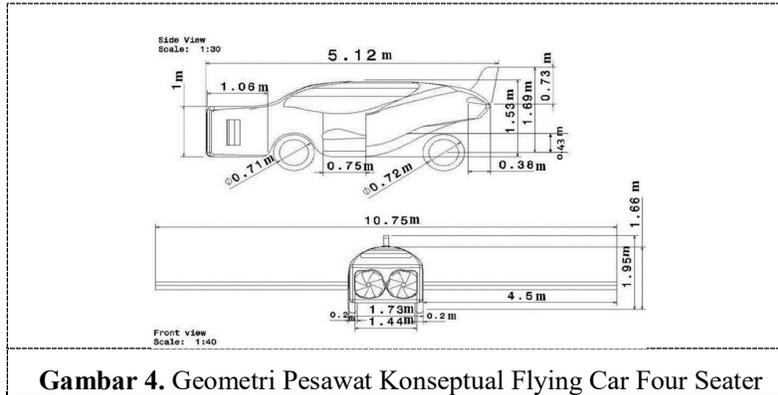
Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh perbedaan metode perhitungan antara metode integrasi dan metode aproksimasi untuk menganalisa *takeoff performance* pada fase konseptual, dimana perhitungan *takeoff performance* dari *flying car four-seater* ini dilakukan dengan menggunakan data aerodinamika (gaya angkat dan gaya hambat) dari hasil output software.

Digital Datcom dengan input *three view drawing* dari konsep *flying car four seater*. Adapun konfigurasi yang digunakan untuk perhitungan adalah defleksi flap 0 dan lokasi cg pada 25% mac. Perhitungan dilakukan dengan kondisi acuan atmosfer ISA+0. Dan pendekatan perhitungan thrust untuk perhitungan metoda integrasi dengan menggunakan pendekatan polynomial.

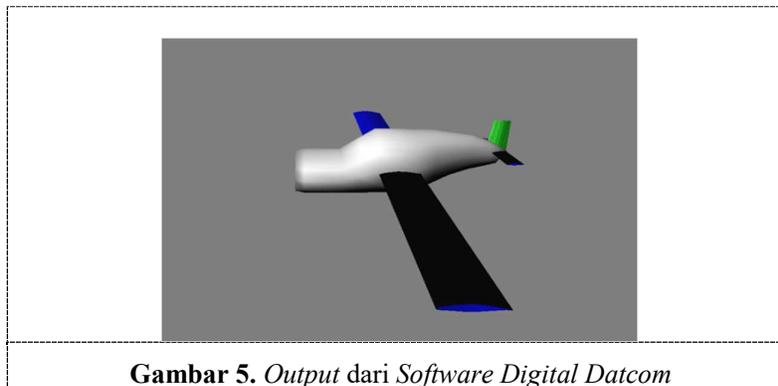
### 3. Hasil dan Pembahasan

#### 3.1. Koefisien aerodinamika

Karakteristik aerodinamika flying car four seater, berupa Koefisien Gaya Angkat dan Koefisien Gaya Hambat, diperoleh dengan menggunakan software Digital Datcom [16] dengan input berupa geometri pesawat seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4, dan output seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5.



**Gambar 4.** Geometri Pesawat Konseptual Flying Car Four Seater

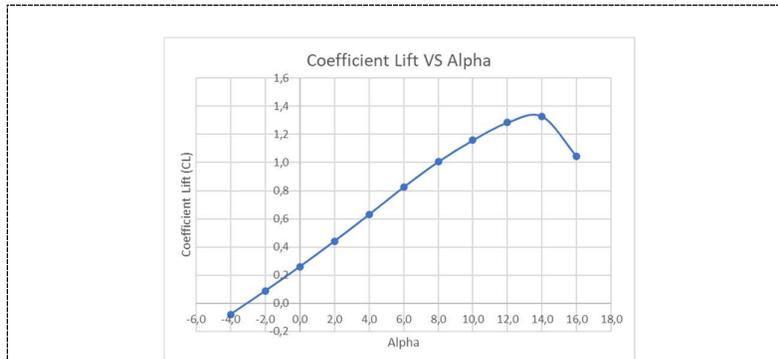


**Gambar 5.** Output dari Software Digital Datcom

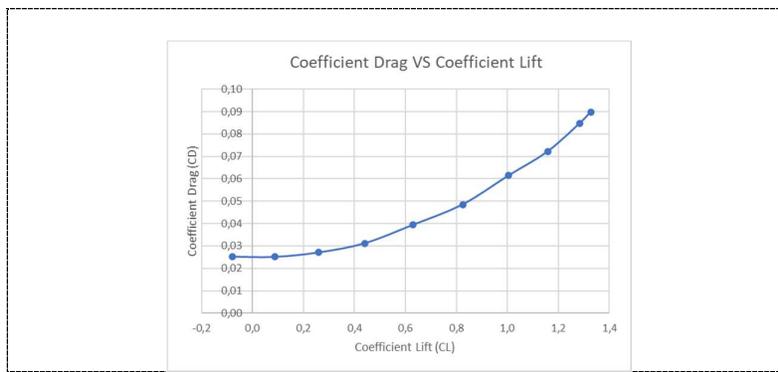
Output dari digital Datcom berupa koefisien aerodinamika berupa *coefficient lift* ( $C_L$ ) dan *coefficient drag* ( $C_D$ ) terhadap variasi sudut serang seperti yang dijabarkan pada Tabel 1 dan ditampilkan pada Gambar 6 dan 7 berupa koefisien Lift terhadap variasi sudut serang dan koefisien lift terhadap koefisien drag.

Tabel 1 Data Aerodinamika dari Software Digital Datcom

Alpha (deg)	Coefficient Lift ( $C_L$ )	Coefficient Drag ( $C_D$ )
-4	-0,079	0,0252
-2	0,087	0,0212
0	0,26	0,0271
2	0,441	0,0311
4	0,63	0,0393
6	0,825	0,0485
8	1,005	0,0611
10	1,158	0,0723
12	1,284	0,0841
14	1,329	0,0894
16	1,043	0,0721



**Gambar 6.** Grafik *Coefficeint Lift (CL)* Terhadap Alpha



**Gambar 7.** Grafik *Coefficeint Lift (CL)* Terhadap *Coefficient Drag (CD)*

Karakteristik aerodinamika dari *four seater flying car* adalah  $C_{L\text{ MAX}}$  sebesar 1,3 pada posisi sudut serang ( $\alpha$ ) sebesar 14 deg, dengan nilai  $C_{L\alpha=0}$  adalah 0,26. Sedangkan nilai  $C_{D\text{ MIN}}$  sebesar 0,0212 pada sudut serang ( $\alpha$ ) -2 deg dimana pada kondisi tersebut memiliki nilai  $C_L$  sebesar 0,087.

### 3.2 Engine Model

Untuk menghitung performa takeoff menggunakan metoda integrasi, diperlukan data engine yang merupakan fungsi dari waktu, seperti yang ditampilkan pada Tabel 2 berikut ini.

Tabel 2 Engine Model Pesawat Konseptual *Flying Car Four Seater*

Engine Model		
Description	Unit(SI)	Unit(British)
Series	530 CC / Rotor	
Weight	40 kg x 2 = 80 kg	90 lbs x 2 = 180 lbs
Length	0.4 m	16 inch
Width	0.28 m	11 inch
Height	0.28 m	11 inch
Maximum Power	150 HP	
Maximum Speed	6500 Rpm	
Characteristic	Rotary Rotapower Engine	
Placement	Nose	
Type of Thrust	Twin Ducted Fan Engine	
Thrust Configuration	Tractor	
Fuel Capable	Multi Fuel Capable	
Product	Freedom Motors	

Dari Tabel 2 tersebut, besarnya thrust pada setiap kecepatan dapat ditunjukkan pada Tabel 3. Adapun nilai tersebut kemudian didekati dengan persamaan polynomial orde empat dimana x merupakan kecepatan pesawat, seperti yang ditunjukkan pada Gambar 12 dan 13.

Tabel 3 Data *Engine Thrust*

ISA	Elevation (ft)	Velocity (ft/s)	Thrust (lbs)
0	0	20	5500
0	0	40	2750
0	0	60	1833,3
0	0	80	1375
0	0	100	1100
0	0	120	916,7
0	0	140	785,7
0	0	160	687,5
0	0	180	611,1
0	0	200	550

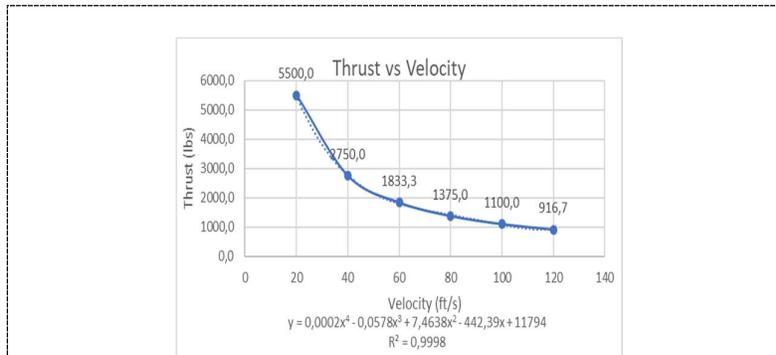
Dimana Gambar 8 menunjukkan grafik *Engine Thrust I* yang berlaku pada kecepatan  $V=0$  s. d.  $V=V_{\text{ROTATE}}$ , dengan persamaan polynomial

$$T = 0,0002V^4 - 0,0578V^3 + 7,4638V^2 - 442,39V + 11794 \quad (15)$$

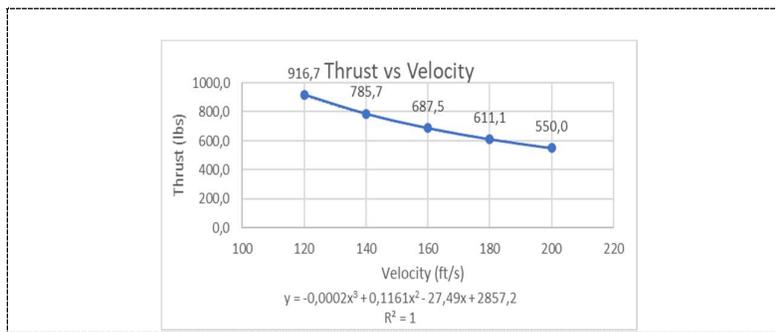
Dan Gambar 9 menunjukkan grafik *Engine Thrust II* yang berlaku pada kecepatan  $V=V_{\text{ROTATE}}$  s. d.  $V=V_2$ , dengan persamaan polynomial

$$y = 0,0002V^3 + 0,1161V^2 - 27,49V + 2857,2 \quad (16)$$

Dua persamaan polynomial ini digunakan untuk meminimalisir nilai simpangan yang terlalu jauh.

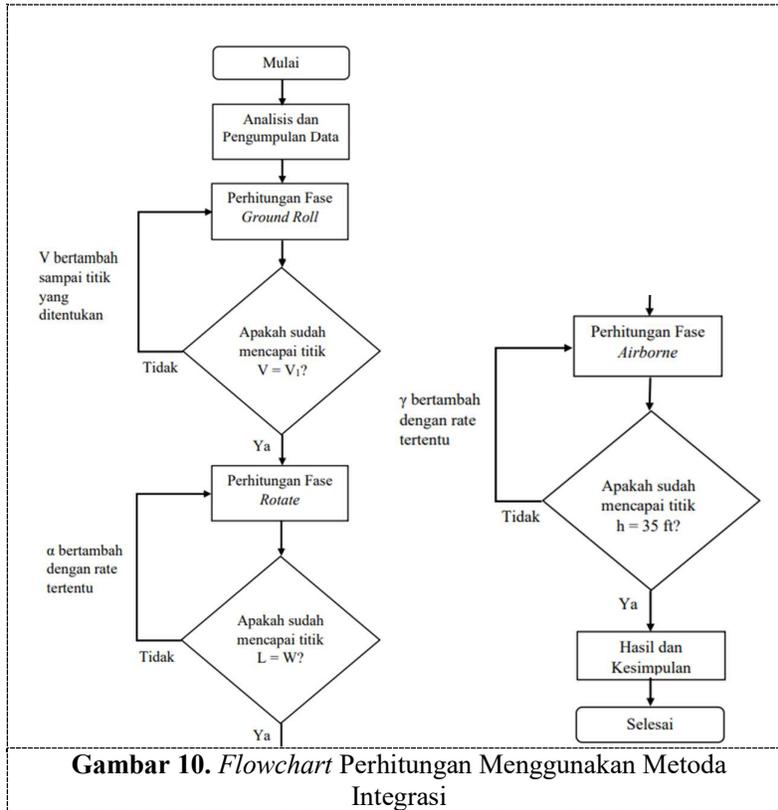


Gambar 8. Grafik *Engine Thrust I*



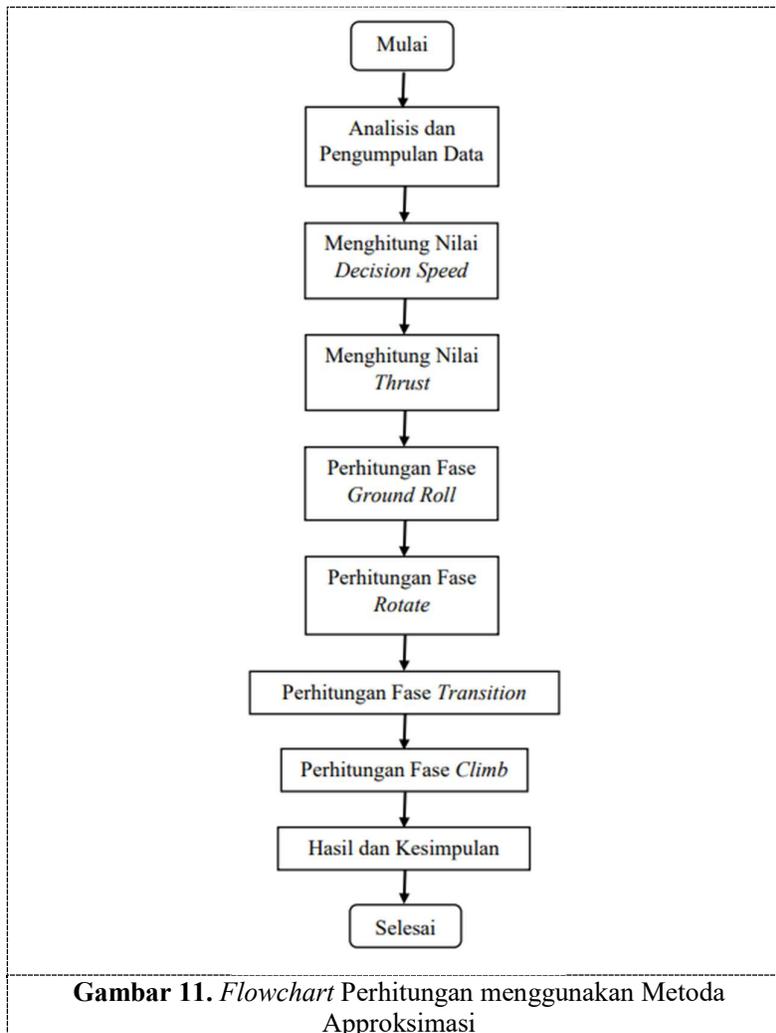
Gambar 9. *Engine Thrust II*

Perhitungan *takeoff performance* pesawat konseptual *flying car four seater* dihitung dari pesawat posisi diam di landasan pacu (*runway*) hingga pesawat terbang *climb* hingga ketinggian 35 ft, dimana  $V_{\text{ROTATE}} = 1,2 V_{\text{STALL}}$ . Langkah-langkah yang akan dilakukan pada proses perhitungan metoda integrasi ditunjukkan pada Gambar 10 sebagai berikut.



Sedangkan perhitungan menggunakan metoda aproksimasi dapat ditunjukkan pada Gambar 11 sebagai berikut.



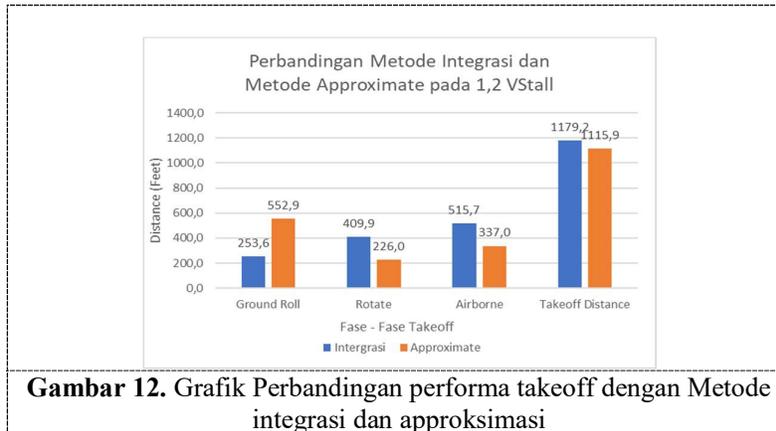


Tabel 4 menunjukkan *step-by-step* hasil perhitungan performa takeoff dengan menggunakan metoda integrasi. Sedangkan perbandingan hasil perhitungan antara metoda integrasi dan aproksimasi diberikan pada Tabel 5, dan diilustrasikan pada Gambar 16.

Hasil perhitungan menunjukan bahwa metoda integrasi memberikan hasil perhitungan yang lebih konservatif dibandingkan dengan menggunakan metoda aproksimasi, dengan perbedaan sekitar 5,3%. Perhitungan menggunakan metode integrasi menghasilkan panjang takeoff sekitar 1179,2 ft dan metode *aproksimasi* menghasilkan panjang take-off sekitar 1115,9 ft.

Tabel 5 Perbandingan Metode Integrasi dan Metode Aproksimasi

Fase Takeoff	Metoda	
	Integrasi	Aproksimasi
Ground Roll (ft)	253,62	552,93
Rotate (ft)	409,86	226,03
Airborne (ft)	515,74	336,99
Total Takeoff Distance (ft)	1179,22	1115,95



**Gambar 12.** Grafik Perbandingan performa takeoff dengan Metode integrasi dan aproksimasi

Dari Gambar 12 dapat terlihat bahwa terdapat perbedaan yang cukup signifikan pada perhitungan fase *ground roll* dimana metode *aproksimasi* menghasilkan jarak yang lebih panjang. Hal tersebut dikarenakan pada metode *aproksimasi* nilai *thrust* diasumsikan konstan dan dihitung pada titik  $V=V_1$  sedangkan pada metode integrasi nilai *thrust* dihitung mulai dari  $V=0$ . Dan dari Gambar 12 dapat terlihat bahwa dengan mempertimbangkan perubahan *thrust* sebagai fungsi dari kecepatan, nilai *thrust* pada saat  $V=0$  sangat besar sehingga menyebabkan akselerasi yang besar, dan berdampak terhadap jarak *ground roll* yang lebih kecil.

Selanjutnya, perhitungan fase *rotate* dengan menggunakan metode integrasi menghasilkan jarak yang lebih panjang daripada metode aproksimasi. Hal ini karena pada perhitungan metode integrasi sudut serang pesawat diasumsikan berubah dengan kecepatan sudut 1 deg/sec hingga nilai  $W=L$  didapatkan. Nilai  $W=L$  menunjukkan bahwa pesawat sudah *lift-off*. Dengan menggunakan asumsi rate perubahan sudut serang 1 deg/sec, diperlukan waktu sekitar 2.6 detik hingga nilai  $W=L$ . Sedangkan pada perhitungan dengan menggunakan metode aproksimasi, diasumsikan bahwa hanya perlu waktu 2 detik pada kecepatan  $V_1$  untuk pesawat memasuki fase *liftoff*, sehingga jarak yang dihasilkan lebih pendek.

Serupa dengan fase *rotate*, pada fase *airborne* perhitungan menggunakan metode integrasi menghasilkan jarak yang lebih panjang daripada menggunakan metode aproksimasi. Hal tersebut disebabkan asumsi yang digunakan pada metode aproksimasi nilai  $\gamma$  adalah sebesar 5 deg, sedangkan pada fase integrasi nilai  $\gamma$  ditingkatkan secara bertahap dari 0 deg hingga 5 deg, dengan rate 3 deg/sec. Selain itu, pada perhitungan dengan metode integrasi, kecepatan *vertical* ( $V_v$ ) pesawat dihitung dan dijadikan acuan perhitungan batas akhir jarak takeoff, yaitu hingga pesawat mencapai ketinggian 35 ft. Hal tersebut juga menyebabkan perbedaan hasil antara kedua metode pada fase *airborne*.

Namun, secara total perbedaan hasil perhitungan performa takeoff dengan metode integrasi dan aproksimasi hanya sekitar 5%, dimana perhitungan dengan metode integrasi menghasilkan panjang landasan yang lebih panjang.

#### 4. Kesimpulan

Adapun berdasarkan hasil penelitian diatas dapat disimpulkan perhitungan performa takeoff *flying car four seater* dengan menggunakan metode integrasi menghasilkan panjang takeoff sebesar 1179,2 ft sedangkan hasil perhitungan panjang takeoff dengan metode aproksimasi sebesar 1115,9 ft. Dimana perhitungan menggunakan metode integrasi lebih konservatif dengan perbedaan sebesar 63,3 ft atau 5,3%. Perbedaan antara kedua metode perhitungan tidak signifikan, dan mengingat kompleksitas perhitungan dengan menggunakan metode integrasi dan minimnya data pada fase konseptual, maka dapat disimpulkan bahwa perhitungan performa takeoff pada fase konseptual cukup menggunakan metode aproksimasi yang lebih sederhana.

Tabel 4 Perhitungan *Takeoff Performance* Metoda Integrasi

TAKEOFF GROUND ROLL PHASE																
t	V	T	$\alpha$	CL	CD	q	D	L	N	$\mu N$	a	S				
(Sec)	(ft/s)	(lbs)	(deg)				(lbs)	(lbs)	(lbs)	(lbs)	(ft/s <sup>2</sup> )	(ft)				
0	0	11794	0	0,26	0,027	0	0	0	2340	70,20	161,20	0				
0,5	80,6	1450,51	0	0,26	0,027	7,72	34,94	335,23	2004,77	60,14	18,64	42,63				
1	89,9	1323,09	0	0,26	0,027	9,61	43,49	417,23	1922,77	57,68	16,80	47,06				
1,5	98,3	1213,10	0	0,26	0,027	11,49	51,99	498,83	1841,17	55,24	15,21	51,06				
2	106	1133,45	0	0,26	0,027	13,33	60,34	578,95	1761,05	52,83	14,03	54,71				
V = VR	2,5	113	1101,71	0	0,26	0,027	15,16	68,60	658,17	1681,83	50,45	58,16				
Total Distance (ft)												253,62				
TAKEOFF ROTATE PHASE																
t	V	T	$\alpha$	CL	CD	q	D	L	N	$\mu N$	a	S				
(Sec)	(ft/s)	(lbs)	(deg)				(lbs)	(lbs)	(lbs)	(lbs)	(ft/s <sup>2</sup> )	(ft)				
0	119,69	887,21	0,5	0,304	0,028	17,03	79,61	864,38	1475,62	44,27	10,50	59,84				
0,5	124,94	844,88	1	0,350	0,029	18,55	89,85	1084,34	1255,66	37,67	9,86	62,47				
1,0	129,87	807,17	1,5	0,395	0,030	20,04	100,42	1322,26	1017,74	30,53	9,29	64,93				
1,5	134,52	773,34	2	0,441	0,031	21,51	111,33	1583,79	756,21	22,69	8,78	67,26				
2,0	138,91	742,76	2,5	0,488	0,033	22,93	126,38	1868,91	471,09	14,13	8,27	69,45				
2,5	143,04	715,13	3	0,535	0,035	24,32	142,14	2172,74	167,26	5,02	7,80	71,52				
V=VLOF	2,6	143,82	710,04	3,5	0,582	0,036	24,58	147,80	2389,46	0,00	0,00	7,74	14,38			
Total Distance (ft)												409,86				
TAKEOFF AIRBORNE PHASE																
t	V	T	$\gamma$	$\alpha$	CL	CD	q	D	L	ah	av	Vh	Vv	Sh	Sv	
(Sec)	(ft/s)	(lbs)	(deg)	(deg)				(lbs)	(lbs)	(ft/s <sup>2</sup> )	(ft/s <sup>2</sup> )	(ft/s)	(ft/s)	(ft)	(ft)	
0,0	146,96	689,94	0,0	3,5	0,582	0,036	25,67	154,31	2494,71	7,35	2,71	150,63	1,35	75,32	0,68	
0,5	150,64	667,04	1,5	3,5	0,582	0,036	26,97	162,14	2621,20	5,96	4,60	153,61	3,65	76,81	1,83	
1,0	153,66	648,77	3,0	3,5	0,582	0,036	28,06	168,70	2727,34	4,58	6,16	155,90	6,73	77,95	3,37	
1,5	156,05	634,59	4,5	3,5	0,582	0,036	28,94	174,00	2812,98	3,22	7,41	157,52	10,44	78,76	5,22	
2,0	157,86	624,04	5,0	3,5	0,582	0,036	29,62	178,06	2878,64	2,60	8,31	158,81	14,59	79,41	7,30	
2,5	159,48	614,71	5,0	3,5	0,582	0,036	30,23	181,74	2938,11	2,35	9,10	159,99	19,14	79,99	9,57	
2,8	161,13	605,35	5,0	3,5	0,582	0,036	30,86	185,51	2999,10	2,10	9,91	161,04	24,10	47,51	7,11	
Total Horizontal Distance (ft)															515,74	
Total Vertical Distance (ft)															35,06	

## 5. Daftar Pustaka

- [1] Cohen, Adam P., Shaheen, Susan A., Farrar, Emily M. 2021. "Urban Air Mobility: History, Ecosystem, Market Potential, and Challenges". *IEEE Transactions on Intelligent Transportation System*.
- [2] Bonsor, K., 2000. "History of Flying Car". [Online] HowStuffWorks.com. diakses dari: <https://auto.howstuffworks.com/flying-car.htm>, 11 Februari 2023
- [3] Abdillah, Irvan. 2019. "Analisis Konseptual Design Flying Car Four Seater With Ducted Fans and Telescopic Wing." *Universitas Nurtanio Bandung*.
- [4] Anderson, John D. 2012. "Aircraft Performance and Design." *University of Maryland*.
- [5] DGCA. 2005. "Civil Aviation Safety Regulation Part 23." *Republic of Indonesian Ministry of Transportation, 2014*.
- [6] Filippone, A. 2006. "Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft." *Oxford: Elsevier Ltd*.
- [7] Gudmundsson, Snorri. 2014. *General Aviation Aircraft Design : Applied Methods and Procedures*. First Edit. Elsevier.
- [8] Innocentius N, Richard. 2023 "Analisis Pengaruh Ukuran HTP Elevator Terhadap Landing Performance Flying Car Four Seater". *Universitas Nurtanio Bandung*.

- [9] Nurcholis.2020. "Analisis Pengaruh Crosswind pada Prestasi Terbang Kondisi Kritis Fase Takeoff Pesawat N-219". *Universitas Nurtanio Bandung*.
- [10] Ojha, S.K. 1995. "Flight Performance of Aircraft." *Indian Institue of Technology*.
- [11] Yanyan, M. Yani 2017. "Indinesian as Global Maritime Nexus : A Geopolitic Review". *Universitas Padjajaran*.
- [12] Rodiguess J. P. 2011. "Takeoff and Landing Performance Optimization Development of a Computational Methodology." *Lisbon: Technical University*.
- [13] Roskam, Jan and Edward Lan. 1997. "Airplane Aerodynamics and Performance." *Kansas U.S.A: DAR Corporation*.
- [14] Saarlans, Maido. 2007. "Aircraft Performance. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc."
- [15] Yajaun Zhu, Juangfeng Wang, Yongliang Chen, Yizao Wu. 2016. "*Calculating of Takeoff and Landing Performance Under Different Environment*". *World Scientific*.
- [16] Digital Datcom, diakses dari: <https://www.pdas.com/datcom.html>, 13 Februari 2023