

# PENGARUH PAYLOAD TERHADAP CLIMB PERFORMANCE HELIKOPTER SYNERGY N9

Raden Gugi Iriandi<sup>1</sup>, FX. Djamari<sup>2</sup>  
 Program Studi Teknik Penerbangan Fakultas Teknik  
 Universitas Nurtanio Bandung

## ABSTRAK

Ketika helikopter terbang di udara, ada beberapa faktor yang dapat mempengaruhi performance dari helikopter, salah satunya adalah weight. Weight merupakan kombinasi beban yang dibawa oleh pesawat atau helikopter. Ketika weight bertambah, maka rotor juga harus menghasilkan lift yang lebih besar untuk mengimbangi penambahan weight tersebut. Penambahan beban (*payload*) juga sangat berpengaruh terhadap performance dari helikopter. Terutama pada saat helikopter melakukan terbang menanjak (*climb*), kecepatan juga berpengaruh terhadap waktu yang dicapai untuk mencapai ketinggian yang telah ditentukan. Semakin besar lift yang dihasilkan, maka semakin cepat juga helikopter mencapai ketinggian yang telah ditentukan. Kemampuan menganalisis kecepatan rata-rata saat terbang vertikal terhadap performance helikopter Synergy N9 dilakukan guna mendapatkan waktu yang dicapai dan kecepatan rata-rata saat terbang vertical oleh helikopter dengan membawa variasi *payload* dan menggunakan variasi RPM dan ketinggian. Dalam penelitian ini penulis menggunakan pengaplikasian dari teori momentum dan teori blade element, dimana pada teori momentum menerapkan hukum kekekalan dasar mekanika fluida (kekekalan massa, momentum, dan energi). Hasilnya, besarnya RPM sangat berhubungan terhadap waktu yang di tempuh pada ketinggian 20 meter, 25 meter, maupun 30 meter dimana semakin besar RPM maka semakin cepat kecepatan vertical flight dan waktu yang di tempuh.

## PENDAHULUAN

Kata helikopter berasal dari bahasa Yunani *helix* (spiral) dan *pteron* (sayap). Sesuai dengan namanya, Helikopter merupakan pesawat sayap yang berputar dan dapat bergerak naik turun secara vertical dan bermanuver di udara memanfaatkan tenaga yang dihasilkan oleh rotor.

Helikopter saat ini telah berkembang menjadi alat transportasi udara yang

semakin nyaman digunakan dan memiliki mesin canggih dengan kemampuan terbang yang luar biasa. *Climb* (terbang menanjak) pada helikopter dapat dilakukan dengan vertical flight. Selain itu, helikopter juga mampu untuk terbang *hover* (diam di tempat), *forward flight* (terbang maju), *backward flight* (mundur) dan *sideward flight* (kesamping). Berbeda dengan pesawat yang hanya mampu terbang dengan mengarah ke depan.

Secara umum prinsip aerodinamik helikopter sama dengan pesawat fixed wing. Bila aliran udara (airflow) pada pesawat mengalir melalui airfoil yang ada pada sayap, maka pada helikopter aliran udara mengalir melalui baling-baling yang berputar.

Helikopter juga sering digunakan di bidang industri perminyakan dan pertambangan. Selain itu, helikopter juga berperan untuk mengevakuasi para korban bencana alam dan kecelakaan. Perkembangan helikopter saat ini berhubungan untuk pemetaan di daerah pegunungan dimana masih banyak terdapat daerah dengan permukaan yang tidak rata dan peran ground effect sangat besar untuk dimanfaatkan pada kondisi tersebut.

Disini penulis mempunyai ketertarikan untuk menganalisa performance dari helikopter synergy N9 dimana helikopter ini merupakan helikopter remote control (R/C) dan dikategorikan sebagai helikopter aeromodeling. Penulis mencoba menghitung *Climb Performance* dengan menganalisis menggunakan tiga variasi RPM dengan membawa variabel *payload* untuk mendapatkan perbandingan waktu dan perbandingan kemampuan menanjak

(*climb*) dari tiap-tiap payload yang sudah ditentukan.

Hasil perhitungan pada helikopter model R/C ini dapat digunakan pada helikopter real dimana secara umum *part* (komponen) yang di miliki oleh helikopter R/C dan real adalah sama, namun pada helikopter real ada penambahan beberapa *part* yang lebih *complex*. Proses perhitungan *climb performance* pada helikopter R/C dan real juga sama, yang membedakan hanya skalanya dimana pada helikopter R/C skala yang digunakan lebih kecil daripada helikopter real.

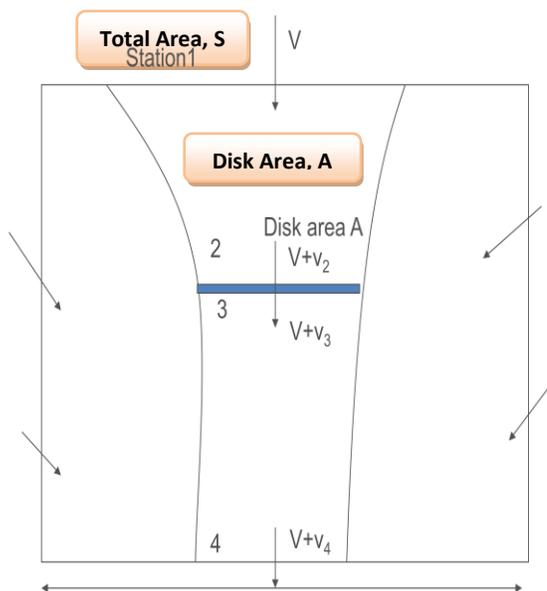
Tujuan yang ingin adalah untuk mengetahui kecepatan rata-rata, waktu yang dicapai saat terbang pada ketinggian 20 meter, 25 meter, maupun 30 meter dengan menggunakan variasi RPM saat membawa variable payload pada kondisi terbang vertikal, serta menyajikan hasil analisis yang didapat dalam bentuk grafik.

## TEORI MOMENTUM

Untuk mempelajari performance pada helikopter, terlebih dahulu kita harus mempelajari tentang teori momentum. Teori momentum menerapkan hukum kekekalan dasar mekanika fluida (kekekalan massa,

momentum, dan energi) ke rotor dan aliran untuk mengestimasi performance rotor yang berkaitan dengan kecepatan aliran secara keseluruhan dengan total rotor thrust dan power. Disk rotor menghasilkan thrust dari udara yang dihasilkan oleh blade. Hasilnya, udara di rotor akan memperoleh kenaikan kecepatan yang di arahkan berlawanan dengan gaya dorong (thrust).

Rotor helikopter menghasilkan dorongan ke atas (upward) dengan mengarahkan udara ke bawah (downward) melalui rotor plane. Rotor di bentuk seperti actuator disk, dimana dapat meningkatkan tekanan secara tiba-tiba dan menyebar secara merata. Persamaan Bernoulli dapat di aplikasikan secara terpisah pada aliran sebelum dan sesudah melewati disk.



**Gambar 1** Aliran udara mengalir pada kondisi *vertical climb*

Dengan menggunakan hukum kekekalan massa maka aliran udara yang melewati rotor disk adalah :

$$\rho(V + v_2) A = \rho(V + v_3) A = \rho(V + v_4) A_4$$

maka,

$$v_2 = v_3 = v \quad (2.1)$$

Untuk aliran yang masuk melewati bagian samping :

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_{out}$$

$$\rho \cdot V \cdot S + \dot{m}_{side} = \rho V(S - A_4) + \rho(V + v_4) A_4$$

$$\dot{m}_{side} = \rho \cdot v_4 \cdot A \quad (2.2)$$

Dengan menggunakan hukum kekekalan momentum, maka di dapat :

$$Mom_{top} = \rho V^2 S$$

$$Mom_{side} = \dot{m}_{side} \cdot V = \rho \cdot v_4 \cdot A_4 \cdot V$$

$$Mom_{bottom} = \rho(S - A_4)V^2 + \rho(V + v_4)^2 A_4$$

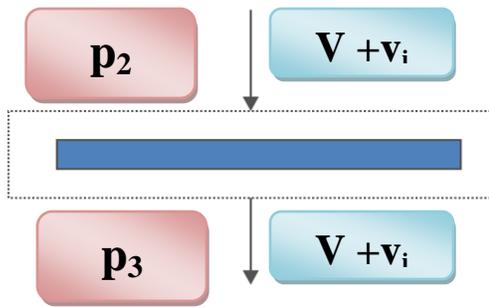
maka thrust yang didapat :

Thrust = (Momentum rata-rata yang keluar) – (Momentum rata-rata yang masuk)

$$T = \rho(S - A_4)V^2 + \rho(V + v_4)^2 A_4 - \rho V^2 S - \rho \cdot v_4 \cdot A_4 \cdot V$$

$$T = \rho A_4 (V + v_4) v_4 = \dot{m} v_4$$

dimana  $\dot{m} v_4$  adalah rata-rata aliran massa udara saat melewati rotor disk



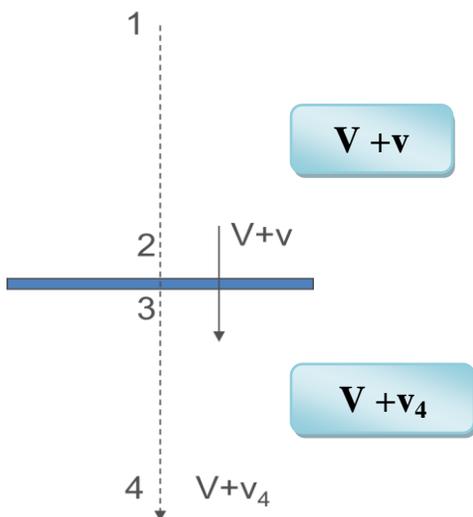
Karena kekekalan massa melewati rotor disk maka tidak ada peningkatan kecepatan.

Momentum rata-rata aliran yang masuk = Momentum rata-rata aliran yang keluar

Jadi,

$$T = A(p_3 - p_2) \quad (2.3)$$

Dari persamaan di atas maka hukum kekekalan energi bisa di aplikasikan dengan menggunakan persamaan Bernoulli pada bagian 1 dan 2, dan di antara bagian 3 dan 4



Karena aliran steady, irrotational, dan inviscid maka :

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho(V + v)^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$p_3 + \frac{1}{2} \rho(V + v)^2 = p_\infty + \frac{1}{2} \rho(V + v_4)^2$$

$$p_3 - p_2 = \rho(V + \frac{v_4}{2}) v_4$$

$$T = A(p_3 - p_2) = \rho A(V + \frac{v_4}{2}) v_4$$

$$T = \rho A(V + v_i) v_4$$

Jadi,  $v_i = v_4 / 2$

$$v_4 = 2v_i \quad (2.4)$$

Pada prinsipnya teori momentum yang di aplikasikan pada helikopter menggunakan persamaan dari Hukum Newton III dimana *“Ketika suatu benda memberikan gaya pada benda kedua, maka benda kedua tersebut memberikan gaya yang sama besar tetapi berlawanan arah terhadap benda yang pertama”*.

$$\Sigma F_{aksi} = \Sigma F_{reaksi}$$

Dimana aksinya adalah putaran dari blade yang menghasilkan axial thrust dan reaksinya adalah helikopter bisa terbang dengan memanfaatkan udara yang dihasilkan oleh putaran blade.

Namun pada proses perhitungan untuk mendapatkan thrust, maka di aplikasikan Hukum Newton II dimana *“Percepatan sebuah benda berbanding lurus dengan gaya total yang bekerja padanya dan berbanding terbalik dengan massanya. Arah percepatan sama dengan arah gaya total yang bekerja padanya.”*

Bentuk persamaannya adalah :

$$\Sigma F = m \times a$$

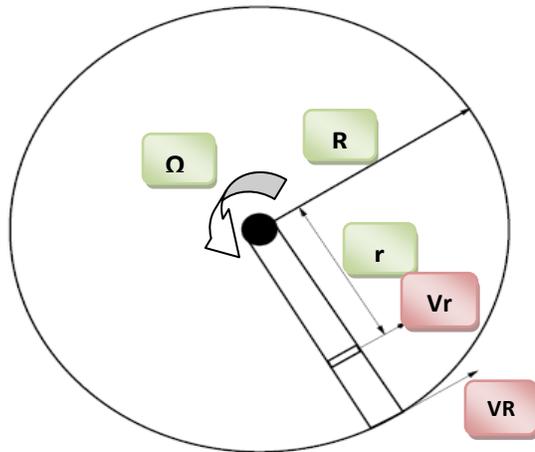
$$- m \cdot g + F_z = m \times a$$

$$a = \frac{F_z - m \cdot g}{m}$$

dimana  $m$  adalah gross weight dan  $F_z$  adalah thrust atau gaya terbang vertikal.

**TEORI BLADE ELEMENT**

Teori blade element merupakan sebuah metode analisis yang diterapkan pada rotor, propeller, kipas angin, hingga compressor. Teori blade element juga merupakan basic dari semua analisis aerodinamika helikopter karena berhubungan dengan aliran dan pembebanan pada blade. Teori ini memberikan pemahaman dasar dari performance rotor beserta karakteristik lainnya.



**Gambar 2** Geometri pada Blade Element

Keterangan :

$r$  = Jarak dari sumbu rotor ke element

$R$  = Jarak dari sumbu rotor ke blade tip

$V_r$  = Kecepatan putaran di element

$VR$  = Kecepatan putaran di blade tip

Dari gambar di atas bisa kita hitung kecepatan putaran di blade tip dengan menggunakan persamaan :

$$\Omega R = \frac{2\pi R}{60} \cdot (\text{rpm}) \quad (2.5)$$

Untuk mendapatkan perbandingan waktu ( $t$ ) dengan variasi *payload* maka kita harus mencari persamaan yang digunakan untuk menghitung *Thrust (T)* atau gaya *vertical flight* terlebih dahulu. Persamaan yang digunakan untuk mencari Thrust, adalah :

$$T = b \int_0^R \frac{1}{2} \rho c (\Omega r)^2 c_l dr$$

$$T = \frac{\rho}{6} (\Omega R)^2 \cdot b \cdot c \cdot R \cdot c \quad (2.6)$$

**FAKTOR-FAKTOR YANG MEMPENGARUHI LIFT**

Secara umum, ada beberapa faktor yang mempengaruhi lift antara lain :

- a. Rotor area
- b. Power pada rotor
- c. Pitch pada rotor blade

- a. Rotor area

Salah satu contoh sederhana dimana secara umum dibuat untuk menghasilkan lift tergantung pada luas area dari disk rotor. Disk rotor area adalah lingkaran area dimana radiusnya sama dengan panjang dari rotor blade, atau  $A = \pi R^2$ . Tujuan utama dari rotor disk area sudah jelas, tetapi harus di ingat bahwa semakin besar rotor disk area maka semakin besar juga power yang dibutuhkan.

b. Power pada rotor

Besarnya power yang dihasilkan rotor juga mempengaruhi lift. Ada beberapa cara untuk mendapatkan power yang lebih pada rotor. Di antaranya adalah memasang engine yang lebih besar untuk menghasilkan keluaran power yang besar juga. Jika memasang engine yang besar pada ukuran helikopter yang kecil, itu hanya menambah berat tanpa menambah efisiensi secara keseluruhan. Dan yang kedua adalah mendapatkan power tambahan dengan mengurangi beban yang bisa mengurangi efisiensi dalam menghasilkan power oleh rotor.

c. Pitch pada rotor blade

Jenis airfoil yang digunakan pada blade helikopter synergy N9 adalah NACA

0012. Oleh karena itu, jika rotor di operasikan pada sudut serang nol, maka tidak ada lift yang dihasilkan. Ketika *pitch* bertambah, maka gaya angkat juga bertambah sampai sudut serang mencapai *stalling angle*. Lift di distribusikan merata sepanjang rotor blade, ini biasa diterapkan oleh putaran blade hingga menghasilkan sudut serang yang kecil pada tip di hub. Cara lain untuk mendapatkan distribusi lift sepanjang dari blade adalah dengan memperbesar blade chord yang dekat dengan hub.

#### FAKTOR-FAKTOR YANG MEMPENGARUHI PERFORMANCE

Adapun faktor-faktor yang mempengaruhi performance di antaranya :

a. Density Altitude

Kerapatan udara (density) tergantung pada dua hal. Pertama adalah ketinggian, karena density bervariasi dari maksimum pada sea level hingga minimum dengan ketinggian maksimum. Yang kedua adalah perubahan atmosfer. Karena atmosfer merubah temperatur, pressure atau kelembaban (humidity), density di udara mungkin berbeda bahkan pada ketinggian yang sama dari hari ke hari atau dari satu

lokasi ke lokasi yang lain. Dua hal yang mempengaruhi density memberikan pilot dua masalah. Karena jika pilot dapat hover pada titik *take-off* tertentu dengan beban tertentu bukan berarti bahwa ia bisa hover di ketinggian yang lebih tinggi.

Meskipun pilot helikopter dapat terbang hover dengan beban tertentu pada satu hari, ia tidak dapat terbang hover dengan beban yang sama pada hari yang lainnya pada waktu yang berbeda pada hari yang sama jika telah terjadi perubahan pressure, temperatur atau kelembaban pada tempat *take-off*nya. Oleh karena itu, hal penting untuk pilot tidak hanya *actual altitude* tetapi juga biasa disebut *density altitude*. Pada proses analisis ini pengaruh density sangat kecil karena penambahan ketinggian hanya dari 20 meter, 25 meter, sampai 30 meter.

#### b. Ketinggian

Semakin tinggi jarak untuk terbang, maka udara juga akan menjadi semakin tipis atau kurang padat. Hal ini dikarenakan tekanan atmosfer yang bergerak pada volume udara tertentu berkurang yang memungkinkan molekul udara bergerak terpisah lebih jauh. Udara padat berisi lebih banyak molekul udara

yang berjarak berdekatan, sementara udara yang tipis memiliki molekul udara yang sedikit karena jarak mereka berjauhan. Seiring dengan meningkatnya ketinggian, maka *density altitude* juga akan meningkat.

#### c. Weight

Biasanya, berat (*weight*) di anggap sebagai suatu nilai yang tetap seperti berat helikopter, bahan bakar, dan penumpang. Untuk dapat membuat helikopter mampu terbang secara vertikal dari *ground*, maka sistem rotor harus menghasilkan gaya angkat yang cukup besar untuk mengatasi atau mengimbangi berat total dari helikopter dengan penumpangnya. Hal ini dilakukan dengan meningkatkan *pitch angle* pada *main rotor blade*. *Load factor* adalah perbandingan beban yang didukung oleh sistem main rotor dengan berat sebenarnya pada helikopter beserta isinya.

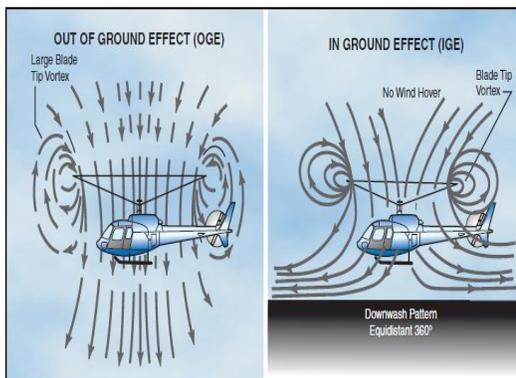
Disk loading adalah perbandingan antara berat dengan total disk area pada main rotor dan ditentukan dengan membagi berat total helikopter dengan disk area pada rotor. Saat helikopter melakukan maneuver, maka disk loading akan berubah. Dimana semakin besar

beban yang dibawa, maka akan semakin besar juga tenaga yang dibutuhkan untuk mempertahankan kecepatan rotor.

### GROUND EFFECT

Ketika helikopter *hover* dekat dengan ground, maka fenomena ini dikenal dengan *ground effect*. Fenomena ini biasanya terjadi ketika suatu diameter rotor berada di atas permukaan. Seperti induced airflow yang melalui *disc rotor* dapat dikurangi dengan gesekan pada permukaan. Ini memungkinkan sudut *rotor blade* menjadi lebih kecil dengan jumlah *lift* yang sama, dimana dapat mengurangi *induced drag*.

Drag akan bertambah jika pitch angle yang diberikan juga besar, dan power yang dibutuhkan juga akan menjadi lebih besar untuk memindahkan udara ke bawah melalui rotor.



**Gambar 3** Out Ground Effect dan In Ground Effect

### EFEK GROSS WEIGHT

*Total weight* pada helikopter adalah hal pertama yang harus di atasi sebelum melakukan penerbangan. *Lift* adalah gaya yang dibutuhkan untuk menyeimbangkan total weight. Mudahnya, jika semakin besar *gross weight* pada helikopter, maka *lift* yang dibutuhkan juga besar untuk *hover* maupun untuk vertical flight. Besarnya *lift* tergantung dari *angle of attack* dimana *rotor blade* dapat beroperasi dan memerlukan rotor RPM. Oleh karena itu, semakin berat gross weight maka power yang diperlukan juga semakin besar.

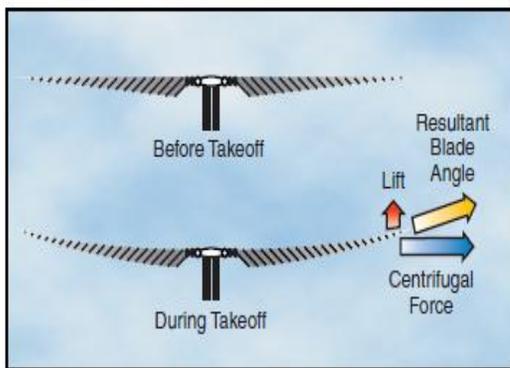
*Gross weight* harus diperhatikan pada setiap penerbangan, tidak hanya saat *take-off* tetapi juga saat *landing*. Jumlah *fuel* yang sedikit bisa dilakukan untuk meningkatkan performance karena beban yang dibawa menjadi berkurang agar lebih efisien.

### BLADE CONNING

Agar helikopter dapat menghasilkan lift blade rotor harus berputar. Putaran ini dapat membuat *relative wind* berlawanan dengan arah putaran sistem rotor. Putaran dari sistem rotor dapat menghasilkan gaya centrifugal yang

cenderung menarik blade sejajar ke arah luar dari main rotor hub. Semakin cepat putarannya, maka semakin besar gaya centrifugalnya. Gaya ini memberikan *blade rotor rigidity* yang nantinya menjadi kekuatan untuk mendukung berat dari helikopter.

Gaya centrifugal yang dihasilkan menentukan maksimum rotor rpm karena main rotor system memiliki limitasi struktur. Saat dibuat vertical take-off, dua gaya utama akan bergerak pada waktu yang bersamaan. Gaya centrifugal akan bergerak ke arah luar dan gaya perpendicular ke arah rotor mast.



**Gambar 4** Blade rotor coning

**SPESIFIKASI HELIKOPTER SYNERGY N9**

Helikopter synergy N9 merupakan helikopter yang dirancang oleh Jason Krause dan Todd Bennett. Helikopter ini merupakan helikopter R/C yang di desain untuk akrobatik dengan kemampuan terbang yang luar biasa. Helikopter ini

mempunyai spesifikasi data part antara lain sebagai berikut :

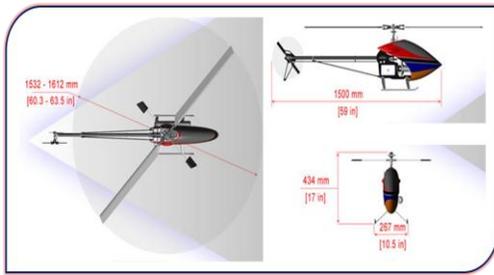


**Gambar 5** Nama Part dan Posisinya

1. Data *part* Helikopter Synergy N9 dapat di lihat pada Gambar 5

NO	Part Helicopter Synergy N9	Size
1.	Main gear ratio (Gambar 4.2)	8.27:1
2.	Engine size	61 - .91
3.	Tail rotor gear ratio	4.67 : 1
4.	Standard pinion gear	15 tooth
5.	Weight	10.4 Lbs / 4.71 kg
6.	Fuel capacity	22 oz / 650 ml
7.	Tail boom diameter	22 mm
8.	Hollow main shaft	12 mm
9.	Tail drive shaft	10 mm
10.	tail output shaft	6 mm
11.	fly bar	5mm

Sedangkan isometri dari helikopter Synergy N9. Dapat dilihat pada gambar 6



Gambar 6 Isometri Helikopter Synergy N9

Airfoil Data	No. of Blades in Main Rotor (b)	Main Rotor Solidity Ratio (σ)	Air Density (ρ)
NACA 0012 Airfoil	2	0.054723244	1.225

Blade Main Chord (c)	Blade Twist (θ)	Rotor Radius (R)	Rotor Disk Area (A)
0.061	0	0.71	2.0096

Untuk memulai proses perhitungan terlebih dahulu kita harus mengetahui *Thrust (T)* atau gaya *vertical flight* dengan menggunakan persamaan (2.6), yaitu :

$$T = \frac{\rho}{6} (\Omega R)^2 \cdot b \cdot c \cdot R \cdot c_l$$

**PROSES PERHITUNGAN RATE OF VERTICAL FLIGHT DENGAN VARIASI RPM, KETINGGIAN, SAAT MEMBAWA PAYLOAD**

Bab ini membahas tentang analisis perhitungan kecepatan rata-rata saat terbang vertikal dengan menggunakan tiga RPM, tiga ketinggian, dan tiga payload yang berbeda. Perhitungan dilakukan dengan menggunakan Microsoft Excell. Berikut adalah data yang didapat dari helikopter dan yang diperlukan dalam proses perhitungan :

Gross Weight (m)	Blade Tip Speed (ΩR)	RPM	Ketinggian (d)
5.5	96.60733333	1300	20
6	104.0386667	1400	25
6.5	111.47	1500	30

a. Untuk **RPM 1300** akan didapat Thrust sebesar :

$$T = \frac{1,225}{6} (96,6)^2 \cdot 2 \cdot (0,061) \cdot (0,71) \cdot (0,4)$$

$$T = 0,204 \times 323,31$$

$$T = 66 \text{ N}$$

b. Untuk **RPM 1400** akan didapat Thrust sebesar :

$$T = \frac{1,225}{6} (104,03)^2 \cdot 2 \cdot (0,061) \cdot (0,71) \cdot (0,4)$$

$$T = 0,204 \times 375$$

$$T = 76,5 \text{ N}$$

c. Untuk **RPM 1500** akan didapat Thrust sebesar :

$$T = \frac{1,225}{6} (111,47)^2 \cdot 2 \cdot (0,061) \cdot (0,71) \cdot (0,4)$$

$$T = 0,204 \times 430,52$$

$$T = 87,8 \text{ N}$$

Setelah kita dapatkan nilai thrust maka waktu dapat dihitung dengan menggunakan rumus dari Hukum Newton II berdasarkan RPM dan ketinggian, yaitu :

**1. Ketinggian 20 Meter**

**a. RPM 1300**

1) Payload ½ kg :

Menggunakan rumus dari Hukum Newton II :

$$\Sigma F = m \cdot a$$

$$- m \cdot g + F_z = m \cdot a$$

Jadi, rumus untuk mencari percepatan  $a$  :

$$a = \frac{F_z - (m \cdot g)}{m}$$

$$a = \frac{66 \text{ N} - (5,5 \text{ kg} \times 9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2})}{5,5 \text{ kg}}$$

$$a = 2,2 \text{ m/s}^2$$

Untuk menghitung waktu  $t$  yang dicapai adalah :

$$d = \frac{1}{2} a \cdot t^2$$

$$t = \sqrt{\frac{2d}{a}}$$

$$t = \sqrt{\frac{2 \times 20}{2,2}}$$

$$t = 4,26 \text{ s}$$

Setelah waktu didapat baru kita bisa menghitung kecepatan rata-rata saat *vertical flight* dengan menggunakan rumus :

$$V = \int a \, dt$$

$$V = a \cdot t + C$$

$$V = a \cdot t + V_0$$

$$V = (2,2 \times 4,26) + 0$$

$$V = 9,4 \text{ m/s}$$

**b. RPM 1400**

1) Payload ½ kg :

Menggunakan rumus dari Hukum Newton II :

$$\Sigma F = m \cdot a$$

$$- m \cdot g + F_z = m \cdot a$$

Jadi, rumus untuk mencari percepatan  $a$  :

$$a = \frac{F_z - (m \cdot g)}{m}$$

$$a = \frac{76,5 \text{ N} - (5,5 \text{ kg} \times 9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2})}{5,5 \text{ kg}}$$

$$a = 4,1 \text{ m/s}^2$$

Untuk menghitung waktu  $t$  yang dicapai adalah :

$$d = \frac{1}{2} a \cdot t^2$$

$$t = \sqrt{\frac{2d}{a}}$$

$$t = \sqrt{\frac{2 \times 20}{4,1}}$$

$$t = 3,12 \text{ s}$$

Setelah waktu didapat baru kita bisa menghitung kecepatan rata-rata saat *vertical flight* dengan menggunakan rumus :

$$V = \int a \, dt$$

$$V = a \cdot t + C$$

$$V = a \cdot t + V_0$$

$$V = (4,1 \times 3,12) + 0$$

$$V = 13 \text{ m/s}$$

**c. RPM 1500**

1) Payload ½ kg :

Menggunakan rumus dari

Hukum Newton II :

$$\Sigma F = m \cdot a$$

$$- m \cdot g + F_z = m \cdot a$$

Jadi, rumus untuk mencari percepatan *a* :

$$a = \frac{F_z - (m \cdot g)}{m}$$

$$a = \frac{87,8 \text{ N} - (5,5 \text{ kg} \times 9,8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2})}{5,5 \text{ kg}}$$

$$a = 6,1 \text{ m/s}^2$$

Untuk menghitung waktu *t* yang dicapai adalah :

$$d = \frac{1}{2} a \cdot t^2$$

$$t = \sqrt{\frac{2d}{a}}$$

$$t = \sqrt{\frac{2 \times 20}{6,1}}$$

$$t = 2,56 \text{ s}$$

Setelah waktu didapat baru kita bisa menghitung kecepatan rata-rata saat *vertical flight* dengan menggunakan rumus :

$$V = \int a \, dt$$

$$V = a \cdot t + C$$

$$V = a \cdot t + V_0$$

$$V = (6,1 \times 2,56) + 0$$

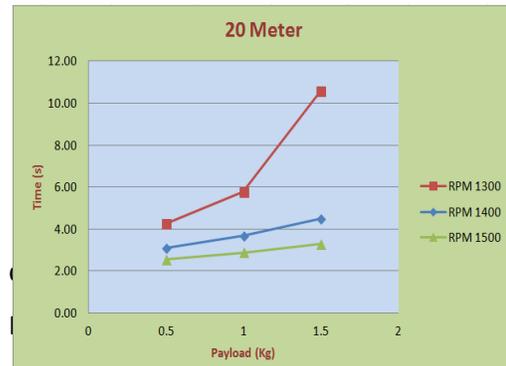
$$V = 15,6 \text{ m/s}$$

Hasil perhitungannya adalah :

RPM 1300			
Payload	0.5	1	1.5
Time	4.26	5.77	10.58

RPM 1400			
Payload	0.5	1	1.5
Time	3.12	3.68	4.49

RPM 1500			
Payload	0.5	1	1.5
Time	2.54	2.87	3.28



vertikal tight, dimana semakin besar RPM maka semakin besar juga kecepatan rata-rata saat terbang vertical dari helikopter.

Besarnya RPM juga mempengaruhi terhadap waktu yang dicapai, dimana saat helikopter membawa payload 1,5 kg dengan RPM 1300 pada ketinggian 20 meter helikopter mampu mencapai waktu 10,6 detik, tetapi ketika RPM ditambah menjadi 1500 helikopter mampu mencapai 3,28 detik.

Selain RPM, ketinggian dan payload juga mempengaruhi terhadap waktu dan kecepatan rata-rata saat terbang vertical dari helikopter. Dimana semakin tinggi jarak yang ditempuh dengan membawa

payload maka semakin lama juga waktu yang dicapai.

### KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis dan perhitungan, maka penulis mendapatkan beberapa kesimpulan diantaranya :

1. Besarnya jumlah RPM mempengaruhi kecepatan saat helikopter terbang vertical, dimana semakin besar RPM maka semakin besar juga kecepatan *rate of vertical flight* dari helikopter.
2. Besarnya RPM juga mempengaruhi terhadap waktu, dimana semakin besar RPM maka semakin cepat juga waktu yang di butuhkan untuk mencapai ketinggian 20 meter, 25 meter, maupun 30 meter.
3. Selain RPM, ketinggian dan payload juga mempengaruhi terhadap waktu dan kecepatan *rate of vertical flight* dari helikopter. Dimana semakin tinggi jarak yang ditempuh dengan membawa payload maka semakin lama juga waktu yang dicapai.

### DAFTAR PUSTAKA

1. Prouty, Raymond W.1990.*Helicopter Performance, Stability, and Control*.Boston : PWS
2. U.S. Dept. Of Transportation.2000.*Rotorcraft Flying Handbook, FAA Manual H-8083-21*.

Washington, DC: Flight Standards Service, Federal Aviation Administration.

3. Seddon,J.1990.Basic Helicopter Aerodynamics.Boston Melbourne : British Library
4. Higashisumiyoshi-ku, Imagawa.2005.*O.S.Engine MAX-91SZ-HRING*.Osaka: O.S.Engines Mfg.