

# ANALISA PENGARUH *TWIST* PADA GAYA AERODINAMIK *PROPELLER QUADCOPTER* DENGAN MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Lukman Nurhakim<sup>1</sup>, Moch. Dady Ma'mun<sup>2</sup>, Ruslan Abdul Gani<sup>3</sup>  
Jurusan Teknik Penerbangan,  
Fakultas Teknik,  
Universitas Nurtanio Bandung  
Email : [lukmanakml@yahoo.com](mailto:lukmanakml@yahoo.com)

## ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh *twist* terhadap karakteristik aerodinamika pada *propeller quadcopter* dengan menggunakan metode analisis numerik dengan simulasi CFD. Model yang digunakan adalah *propeller* APC SF 11x4,7 yang didapat dari UIUC *propeller database* dan dilakukan variasi *twist* dengan sudut 15°, 30° dan 45° yang didesain dengan *software solidwork*. Simulasi studi ini dengan menggunakan *software ANSYS Fluent* yang ditujukan untuk mengetahui perubahan karakteristik aerodinamika *propeller* setelah memvariasikan sudut *twist*, seperti *coefficient lift*, *coefficient drag* dan *thrust*.

Hasil yang diperoleh dari penelitian pengaruh *twist* pada *propeller quadcopter* ini menunjukkan terjadinya peningkatan *thrust* yang dihasilkan dari setiap sudut *twist*, dimana nilai *thrust* yang dihasilkan oleh desain *propeller* APC SF 11x4,7 dengan putaran 6000 RPM sebesar 6,14 N, *twist* 15° dengan putaran yang sama sebesar 4,84 N atau turun sebesar 1,3 N (21,17%), sedangkan *twist* 30° dengan putaran yang sama menghasilkan *thrust* sebesar 8,67 N atau naik sebesar 2,53 N (41,2%) dan *twist* 45° dengan putaran yang sama menghasilkan *thrust* sebesar 10,08 N atau naik sebesar 3,94 N (64,16%). Dari ketiga variasi *twist* tersebut didapat bahwa desain *propeller* dengan sudut *twist* 45° memiliki nilai rata-rata *efficiency propeller* tertinggi yakni sebesar 0,696.

## ABSTRACT

*This study aims to determine the effect of twist on the aerodynamic characteristics of the quadcopter propeller by using numerical analysis methods with CFD simulations. The model used is the APC SF 11x4.7 propeller obtained from the UIUC propeller database and performed variations of the twist with angles of 15°, 30° and 45° designed with solidwork software. This study simulation using ANSYS Fluent software is intended to determine changes in propeller aerodynamic characteristics after varying the angle of twist, such as lift coefficient, drag coefficient and thrust.*

*The results obtained from the study of the effect of twist on the propeller quadcopter show an increase in thrust generated from each twist angle, where the thrust value generated by the APC SF design propeller 11x4.7 with a 6000 RPM rotation of 6.14 N, a twist of 15° with a round that equal to 4.84 N or down 1.3 N (21.17%), while a 30° twist with the same spin produces a thrust of 8.67 N or an increase of 2.53 N (41.2%) and a 45° twist with the same spin produces a thrust of 10.08 N or an increase of 3.94 N (64.16%). Of the three variations of the twist, it is found that the design of the propeller with a 45° twist angle has the highest average propeller efficiency value of 0.696.*

## **BAB I PENDAHULUAN**

### **1.1 Latar Belakang Masalah**

*Quadcopter* adalah salah satu jenis robot mini yang dapat terbang dan tergolong dalam jenis robot *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, yaitu sebuah kendaraan tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh dengan memanfaatkan gelombang elektromagnetik sebagai media transmisi komunikasinya. *Quadcopter* memiliki karakteristik memiliki empat *propeller* sebagai penggerakannya. Hampir setiap aspek dari kinerja pesawat, seperti terbang dengan jarak jauh, memuat muatan maksimum, dan daya tahan pada pesawat yang didorong oleh *propeller*, secara langsung dipengaruhi oleh efisiensi dan kinerja dari *propeller* tersebut.

*Propeller* pada *quadcopter* tersebut sama halnya dengan *propeller* pada *helicopter* yang memanfaatkan udara untuk menghasilkan gaya angkat, sehingga pesawat dapat terbang maju maupun mendarat secara *vertical*. *Blade* pada *propeller* tersebut berfungsi sebagai sayap yang menghasilkan gaya angkat secara optimal. Pada saat terbang *vertical* atau tegak lurus terhadap arah angin, gaya angkat ini akan terjadi dalam arah tegak lurus terhadap bidang *blade* atau permukaan *blade*. Gaya angkat yang terjadi akan bertugas untuk mengangkat seluruh berat total dari *quadcopter* tersebut. Dalam arah sejajar bidang *blade* juga akan terjadi gaya hambat yang disebut *drag*. Gaya hambat tersebut terjadi karena adanya gesekan ataupun karena tahanan aerodinamis yang terjadi akibat gaya angkat. Pada umumnya gaya angkat pada *blade propeller* akan lebih besar dari gaya hambatnya.

Untuk membuat *blade* pada suatu pesawat agar berfungsi secara efisien maka permukaan luarnya harus bersifat aerodinamis. Analisis aliran udara dua dimensi maupun tiga dimensi pada *airfoil* merupakan bagian yang penting dari analisis dan perancangan suatu pesawat udara. Analisis *airfoil* yang meliputi perhitungan gaya-gaya dan momen

aerodinamik, yaitu gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), dan momen (*pitching moment*), gaya-gaya tersebutlah yang menyebabkan suatu *propeller* menghasilkan daya dorong ke atas pada sebuah *quadcopter*.

Pada penelitian ini, penulis merencanakan untuk melakukan perancangan model *propeller* dengan menggunakan perangkat lunak *Solidwork* dan melakukan analisa *propeller* dengan menggunakan *computational fluid dynamic*. Setelah melakukan analisa dengan desain *propeller* yang telah dirancang, penulis juga melakukan analisa dengan variasi sudut *twist* 15°, 30° dan 45°. Perhitungan *performance propeller* ini penting dilakukan untuk memastikan desain atau rancangan yang dibuat telah melalui perhitungan yang baik, sehingga dalam penelitian selanjutnya dapat meminimalkan proses biaya pembuatan dari kesalahan-kesalahan pada penelitian sebelumnya.

### **1.2 Perumusan Masalah**

Berdasarkan uraian latar belakang, maka rumusan masalah pada penelitian ini adalah sebagai berikut:

- a. Bagaimana cara memodelkan bentuk *propeller* pada perangkat lunak *solidwork*?
- b. Bagaimana mengetahui efek *twist* pada *blade propeller* terhadap *aerodynamic characteristic*?
- c. Bagaimana pengaruh variasi RPM terhadap *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller* yang telah dirancang?
- d. Bagaimana menentukan efisiensi *propeller* yang telah dirancang?

### **1.3 Tujuan dan Manfaat Pemecahan Masalah**

Tujuan yang diharapkan pada penelitian ini sebagai berikut:

- a. Mengetahui pembuatan permodelan bentuk *propeller* pada *software solidwork*.
- b. Mengetahui efek *twist* pada *blade propeller* terhadap *aerodynamic characteristic*.
- c. Mengetahui bagaimana pengaruh variasi RPM terhadap *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller* yang telah dirancang.
- d. Menentukan efisiensi *propeller* yang telah dirancang.

#### 1.4 Pembatasan Masalah

Pembatasan masalah diperlukan agar pembahasan tugas akhir ini menjadi lebih fokus yang diuraikan sebagai berikut :

- a. Perhitungan dan analisa gaya aerodinamika yang dilakukan adalah menggunakan perangkat lunak *computational fluid dynamic*.
- b. *Propeller* yang di analisa hanya memiliki dua buah *blade*.
- c. Sudut *twist propeller* yang akan dianalisa  $15^{\circ}$ ,  $30^{\circ}$  dan  $45^{\circ}$ .
- d. Diasumsikan bahwa pada saat proses analisa, *blade propeller quadcopter* diputar dengan variasi RPM mulai dari 3000, 4000, 5000 dan 6000.
- e. Fluida yang digunakan adalah udara.

#### 1.5 Teknik Pengumpulan Data

Dalam pengumpulan data, penulis menggunakan beberapa teknik yaitu:

- a. Metode kepustakaan, dapat dilakukan dengan mencari data-data atau referensi yang berhubungan dengan penelitian yang penulis ambil.
- b. Metode wawancara, dalam metode pertama dan kedua belum memenuhi atau belum jelas, penulis dapat melakukan bimbingan kepada dosen pembimbing.

- c. Pengumpulan data, tahap ini dilakukan pengumpulan data-data yang diperoleh dari jurnal-jurnal dalam maupun luar negeri mengenai proses mendapatkan *performance propeller quadcopter* dan melakukan proses perhitungan sederhana untuk mendapatkan *thrust* yang dihasilkan.

#### 1.6 Sistematika Penulisan

Tugas Akhir ini disusun mengikuti sistematika yang telah ditetapkan dalam pedoman penulisan laporan tugas akhir Universitas Nurtanio Bandung. Adapun sistematika penulisan penyusunan laporan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

##### **BAB I PENDAHULUAN**

Bab ini menjelaskan tentang Latar Belakang, Rumusan Masalah, Tujuan dan Manfaat Penelitian, Ruang lingkup dan Batasan Masalah, Teknik Pengumpulan Data dan Sistematika Penulisan.

##### **BAB II LANDASAN TEORI**

Berisi teori dasar serta informasi umum yang berkaitan dengan penelitian yaitu informasi mengenai, *propeller blade quadcopter*, penjelasan mengenai gaya-gaya aerodinamika, serta teori lainnya yang mendasari penelitian ini.

##### **BAB III METODOLOGI PENELITIAN**

Berisikan mengenai metode penelitian yaitu berisi tentang alur penelitian serta langkah-langkah pengujian terhadap *propeller quadcopter*.

##### **BAB IV PEMODELAN BLADE PROPELLER QUADCOPTER**

Berisikan mengenai data *geometry propeller* yang dibuat pada perangkat lunak *solidwork*.

##### **BAB V KOMPUTASI**

##### **KARAKTERISTIK AERODINAMIK**

Berisikan tentang hasil atau data yang di dapat dari analisis dan pembahasannya.

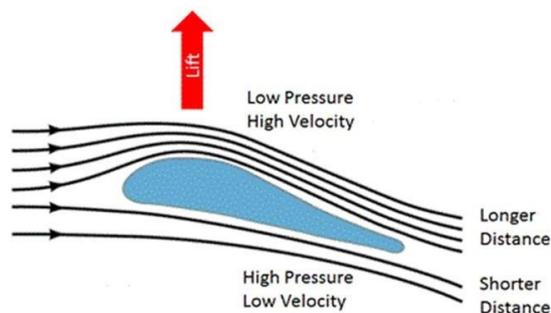
##### **BAB VI KESIMPULAN DAN SARAN**

Berisikan tentang kesimpulan dan saran dari hasil pengujian dan analisis data.

## BAB II LANDASAN TEORI

### 2.1 Airfoil

*Airfoil* adalah suatu bentuk geometri aerodinamika yang dirancang untuk menghasilkan reaksi dari udara, apabila *airfoil* ditempatkan di suatu aliran fluida maka akan memproduksi gaya angkat (*lift*). Pada *main rotor blade* helikopter, *blade* adalah berbentuk *airfoil* yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*). *Airfoil* merupakan bentuk dua dimensi dari perpotongan yang melintang dan tegak lurus dari *blade* helikopter. Penampang *blade* helikopter ditunjukkan pada Gambar 2.1. Pada gambar tersebut menggambarkan *airfoil* bagian atas mempunyai lengkungan yang lebih besar dibandingkan bagian bawahnya.



Gambar 2.1 Gaya *lift* yang dihasilkan oleh *airfoil* [FAA,2019]

Perbedaan lengkungan pada permukaan atas dan bawah *airfoil* dapat menimbulkan gaya angkat (*lift*), hal ini dapat terjadi karena udara yang mengalir melalui permukaan atas *airfoil* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan dengan udara yang melewati permukaan bawah *airfoil*, sehingga perbedaan tekanan yang terjadi antara *upper surface* dan *lower surface*, dalam hal ini bagian bawah *airfoil* memiliki tekanan yang lebih tinggi bila dibandingkan dengan permukaan atas *airfoil*. [Connoly, 1957]

### 2.2 Gaya Angkat (*lift*)

Gaya angkat atau bisa disebut juga *lift* dapat dihasilkan oleh *blade*, *blade* pada helikopter berbentuk *airfoil* (dapat dilihat

pada Gambar 2.2). Bentuk dari *airfoil* ini pada bagian atas melengkung dan pada bagian bawah mendekati datar. Keadaan tidak lazim ini mengakibatkan udara mengalir lebih cepat di bagian atas permukaan dibandingkan dengan bagian bawah permukaannya. Perbedaan kecepatan ini menghasilkan perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap yang menghasilkan gaya pada sayap.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.1)$$

$L = Lift$  (N atau lbs)

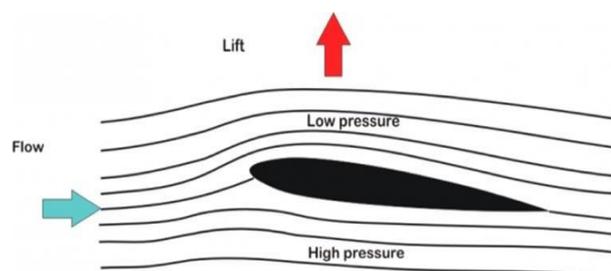
$\rho = Density\ of\ air$  (kg/m<sup>3</sup>) atau (slug/ft<sup>3</sup>)

$V = Velocity$  (m/s atau ft/s)

$S = Blade\ area$  (m<sup>2</sup> atau ft<sup>2</sup>)

$C_L = Coefficient\ lift$

Nilai dari gaya angkat di dapat dari *blade* yang bergantung pada *airfoil* dan *angel of attack*. Ketika sudut *angle of attack* meningkat, gaya angkat pun akan meningkat, yang nantinya pada suatu titik dimana gaya hambat akan mendominasi gaya angkat sampai nantinya helikopter akan *stall*. *Lift* dihasilkan dari tekanan yang lebih rendah yang ada di atas permukaan *blade* bila dibandingkan dengan tekanan yang ada pada permukaan bawah *blade*, sehingga menyebabkan *blade* terangkat ke atas.



Gambar 2.2 Aliran udara saat melewati *airfoil* di bagian *blade* [FAA,2019]

Ada beberapa faktor yang mempengaruhi gaya angkat pada helikopter, antara lain:

a. *Power* pada *rotor*

Besarnya *power* yang dihasilkan *rotor* juga mempengaruhi *lift*. Ada beberapa cara untuk mendapatkan

power yang lebih pada rotor. Diantaranya adalah memasang engine yang lebih besar untuk menghasilkan output power yang besar juga.

**b. 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 disk rotor area sangat jelas, tetapi harus di ingatkan bahwa semakin besar rotor disk area maka semakin besar juga power yang dibutuhkan.

**c. Pitch pada rotor blade**

Pitch pada rotor blade mempengaruhi gaya angkat yang dihasilkan oleh rotor blade. 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 sehingga menghasilkan sudut serang yang kecil pada tip. Cara lain untuk mendapatkan distribusi lift sepanjang dari blade adalah dengan memperbesar blade chord yang dekat dengan hub.

**2.3 Aerodinamika Dasar pada Rotor**

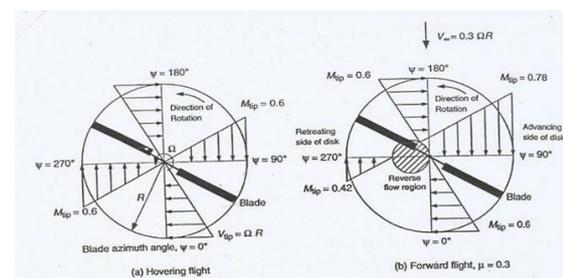
Dasar aerodinamika untuk rotary wing menghasilkan tiga fungsi dasar, yaitu:

- a. Gaya angkat vertikal berlawanan arah dengan arah berat pesawat.
- b. Propulsi gaya horizontal untuk terbang maju.
- c. Sebagai sarana untuk menghasilkan gaya-gaya dan momen untuk mengontrol posisi dan ketinggian daripada pesawat.

Kemampuan gaya angkat atau lift untuk setiap bagian dari perputaran blade berhubungan dengan sudut serang dan

tekanan dinamik dari blade itu sendiri dan posisi blade dapat ditentukan dalam bentuk sudut azimuth  $\psi$ , seperti pada Gambar 2.3. Pada saat terbang di posisi hovering, variasi kecepatan di sepanjang blade adalah azimuth axisymmetric dengan zero flow velocity (kecepatan aliran nol) di bagian hub dan kecepatan  $V_{tip}$  mencapai maksimum pada bagian blade tip. Berdasarkan pertimbangan dasar, rata-rata nilai gaya dorong atau thrust dari suatu rotor akan tergantung pada kuadrat dari kecepatan rotor tip, dengan persamaan,  $T$  sebanding dengan  $V_{tip}^2$ , dimana  $V_{tip} = \Omega R$ . Untuk power  $P$  dari rotor, tergantung pada kubik dari kecepatan tip, yaitu  $P$  sebanding dengan  $V_{tip}^3$ . [Leishman.2006]

Pada saat terbang maju, komponen dari aliran udara bebas (freestream)  $V_\infty$ , ditambah atau dikurangi dari kecepatan rotasi dari tiap-tiap bagian dari blade, sehingga  $V_{tip}$  menjadi  $\Omega R + V_\infty \sin \psi$ , seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.9(b), sedangkan distribusi kecepatan di sepanjang blade tetap linier, tidak lagi simetri tapi bervariasi dalam besaran yang berhubungan dengan sudut azimuth blade. Hal tersebut menjadi bukti bahwa, kecepatan terbang maju ke depan, sudut blade pitch, blade flapping, akan berpengaruh terhadap sudut serang blade (AOA), sehingga menghasilkan distribusi gaya angkat/lift, rotor thrust yang bervariasi. [Leishman, 2006]



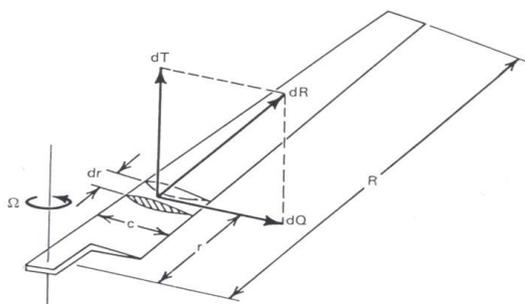
Gambar 2.3 Aerodinamika dasar pada rotor [Leishman,2006]

**2.4 Blade Element Theory**

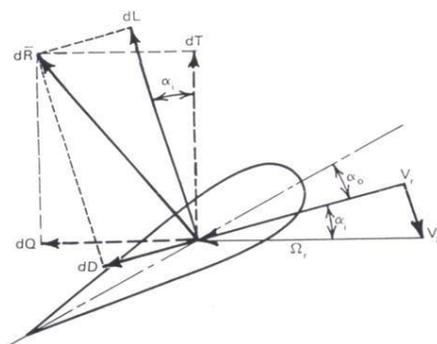
Prinsip utama dari teori elemen bilah (blade element theory) adalah membagi sepanjang bilah menjadi beberapa bagian

dan menghitung gaya-gaya yang timbul pada setiap bagian tersebut untuk kemudian disatukan kembali. Secara logika hal ini memberi hasil perhitungan yang lebih akurat bila dibandingkan dengan teori momentum dan sekaligus dijadikan dasar dari hampir seluruh analisa aerodinamik helikopter. Teori elemen bilah menguraikan secara terperinci mengenai aliran dan pembebanan dari *rotor blade helikopter*.

Pada Gambar 2.4 dan 2.5, ditunjukkan suatu bilah dengan radius tertentu dari pusat putaran *blade* ( $r$ ) memiliki salah satu elemen dengan lebar ( $dr$ ) dan panjang atau *chord* ( $c$ ). Pada elemen tersebut juga bekerja gaya-gaya resultan ( $dR$ ) yang dapat diuraikan menjadi elemen *thrust* ( $dT$ ) yang tegak lurus dengan bidang putaran *rotor* dan elemen *torque* ( $dQ$ ) yang searah dengan hambatan (*drag*). Dengan demikian elemen gaya resultan ( $dR$ ) selain dapat diuraikan menjadi ( $dT$ ) dan ( $dQ$ ), dapat pula diuraikan menjadi elemen lift ( $dL$ ) dan elemen drag ( $dD$ ).



Gambar 2.4 Geometri *blade element* pada *rotor* [Raymond,1986]



Gambar 2.5 Gaya-gaya pada penampang *airfoil rotor blade*

Besar masing-masing gaya pada elemen bilah tersebut dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$dT = dL \cdot \cos \alpha_i - dD \cdot \sin \alpha_i \quad (2.2)$$

$$dQ = dL \cdot \sin \alpha_i - dD \cdot \cos \alpha_i \quad (2.3)$$

$$dL = C_l \cdot q_r \cdot dS \quad (2.4)$$

$$dD = C_d \cdot q_r \cdot dS \quad (2.5)$$

Diketahui, bahwa:

$$q_r = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_r^2 \quad (2.6)$$

$$dS = c \cdot dr \quad (2.7)$$

Kecepatan resultan (*resultante velocity*,  $V_r$ ) dari suatu elemen bilah, dinyatakan bahwa:

$$V_r = \Omega \cdot r \cdot \cos \alpha_i \quad (2.8)$$

Dari persamaan sebelumnya, maka *thrust* di dapat :

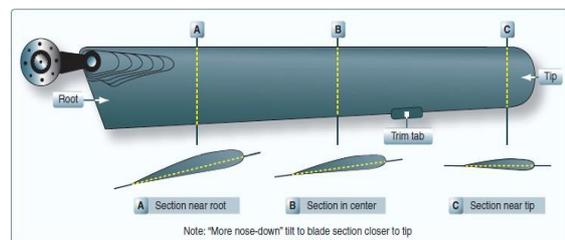
$$dT = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\Omega \cdot r)^2 \cdot \cos^2 \alpha_i \cdot c \cdot dr \cdot (C_l \cdot \cos \alpha_i - C_d \cdot \sin \alpha_i) \quad (2.9)$$

Dari persamaan (2.9), juga dapat di tulis persamaan:

$$dT = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\Omega \cdot r)^2 \cdot \cos^2 \alpha_i \cdot c \cdot dr \cdot (C_l \cdot \cos \alpha_i - C_d \cdot \sin \alpha_i) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\Omega \cdot r)^2 \cdot c \cdot dr \cdot C_l \quad (2.10)$$

## 2.5 *Blade Twist*

Karena diferensial gaya angkat oleh perbedaan perputaran nilai *relative wing* di sepanjang *blade*, maka *blade* harus didesain berbentuk *twist* untuk meringankan kekakuan pada *internal blade* dan mendistribusikan gaya angkat secara lebih merata di sepanjang permukaan *blade*. *Blade twist* menghasilkan sudut *pitch* yang lebih tinggi di bagian *root* karena kecepatan rendah dan sudut *pitch* lebih rendah di dekat *tip* karena kecepatannya lebih tinggi, sehingga meningkatkan kecepatan udara yang diinduksi.



Gambar 2.6 *Blade Twist* [FAA,2019]

*Blade twist* adalah memuntir *blade* dengan mengubah bentuk sudut terhadap

*blade*, sehingga meningkatkan sudut serang ketika mendekati *blade root* dan dapat meningkatkan gaya angkat yang lebih tinggi dibandingkan *blade* yang tidak menggunakan *twist*.

## 2.6 Coefficient

Untuk memudahkan perhitungan dan perbandingan lebih lanjut, maka ditentukan suatu koefisien-koefisien non dimensional untuk *thrust*, *power* dan *torque*.

### a. Torque (Q)

$$Q = P/\Omega \quad (2.11)$$

Dimana:

Q = Torque (lb/ft)

P = Power (Watt)

$\Omega$  = Rotational velocity (RPM atau rad/s)

### b. Tip velocity ( $V_{Tip}$ )

$$V_{Tip} = \Omega \cdot R \quad (2.12)$$

Dimana:

$V_{Tip}$  = Tip velocity (rad m/s)

$\Omega$  = Rotational velocity (rad/s)

R = Blade radius (m)

### c. Coefficient

$$C_T = T/A \cdot \rho \cdot (V_T)^2 \quad (2.13)$$

$$C_Q = Q/A \cdot \rho \cdot R \cdot (V_T)^2 \quad (2.14)$$

$$C_P = P/A \cdot \rho \cdot (V_T)^3 \quad (2.15)$$

Dimana:

$C_T$  = Coefficient Thrust

$C_Q$  = Coefficient Torque

$C_P$  = Coefficient Power

A = Disc Area ( $m^2$ )

$\rho$  = Density ( $kg/m^3$ )

$V_T$  = Kecepatan Tangensial (rad.m/s)

### d. Performance

$$J = V/n \cdot D \quad (2.16)$$

$$C_T = T/\rho n^2 D^4 \quad (2.17)$$

$$C_P = P/\rho n^3 D^5 \quad (2.18)$$

$$\eta = J \cdot C_T/C_P \quad (2.19)$$

$$\eta = T \cdot V/P \quad (2.20)$$

Dimana:

J = advance ratio

V = kecepatan udara (m/s)

n = kecepatan rotasi (rev/s)

D = diameter propeller (m)

$C_T$  = thrust coefficient

$C_P$  = Power coefficient

P = Power (watt)

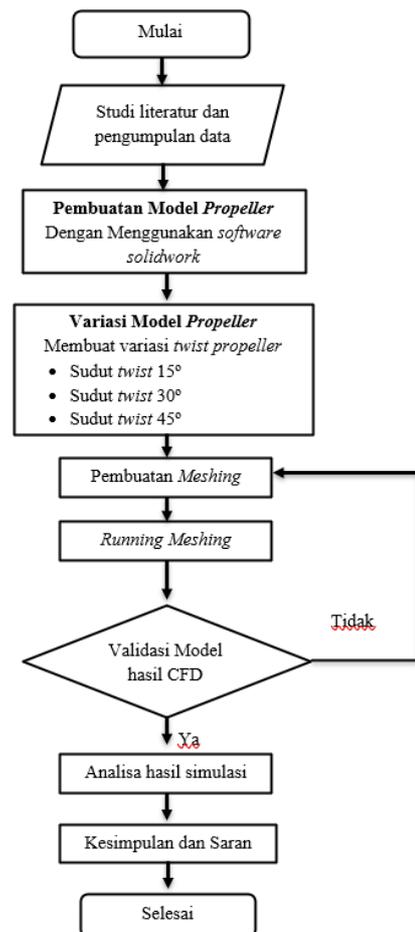
$\rho$  = densitas udara ( $kg/m^3$ )

$\eta$  = efisiensi propeller

## BAB III Metodologi Penelitian

### 3.1 Metodologi Secara Umum

Metodologi penelitian berperan penting untuk membantu penyelesaian masalah dengan lebih terarah dan sistematis. Dalam metode penelitian ini diuraikan beberapa tahap yang dilakukan secara berurutan, mulai dari pengumpulan data sampai dengan penarikan kesimpulan serta pemberian saran. Proses pengumpulan dan pengolahan data dimulai dari penentuan model *blade propeller quadcopter* serta yang akan digambar menggunakan perangkat lunak *Solidwork*, proses *meshing* serta asumsi-asumsi yang akan digunakan pada saat proses *running* di ANSYS, sampai dengan mendapatkan hasil dan dapat menarik kesimpulan serta saran.



Gambar 3.1 Flow chart Metodologi

## BAB IV PERMODELAN *BLADE* *PROPELLER QUADCOPTER*

### 4.1 Spesifikasi *Blade Propeller*

Tabel 4.1 Data *blade propeller*

No	Dimensi	Deskripsi
1	<i>Airfoil blade</i>	NACA 4412
2	Diameter <i>Propeller</i>	27.94 cm/279.4 mm
3	Diameter <i>hub</i>	1 cm/ 10 mm

Karena *blade propeller* yang akan dianalisa diasumsikan sama dengan *blade propeller* APC SF 11 x 4.7 dimana *blade* pada *propeller* tersebut berbentuk *twist* sehingga geometri dari *blade* tersebut berbeda-beda dari *root* sampai ke *tip*, dimana distribusi *airfoil* diberikan secara *linear* pada 18 titik mulai dari jarak 15 % dari *root* sampai ke *tip*. Geometri tersebut dapat diambil di *UIUC propeller database* seperti yang tertera pada Tabel 4.2 berikut:

Tabel 4.2 *Geometry blade*

r/R	c/R	$\beta$ (°)	Chord (mm)	Position (mm)
0.15	0.112	19.64	15.64	21
0.2	0.137	21.81	19.13	28
0.25	0.16	22.45	22.35	35
0.3	0.181	21.88	25.28	42
0.35	0.198	20.73	27.66	49
0.4	0.211	19.14	29.47	56
0.45	0.221	17.3	30.87	63
0.5	0.227	15.58	31.71	70
0.55	0.23	14.06	32.13	77
0.6	0.228	12.71	31.85	84
0.65	0.222	11.53	31.01	91
0.7	0.213	10.41	29.75	98
0.75	0.199	9.53	27.8	105
0.8	0.181	8.63	25.28	112
0.85	0.158	7.71	22.07	119
0.9	0.132	6.61	18.44	126
0.95	0.084	5.28	11.73	133
1	0.035	3.93	4.88	140

Beberapa *geometry* variasi *twist blade propeller* yang digunakan dalam proses desain dengan menggunakan *software solidwork*

Tabel 4.3 *geometry propeller twist 15°*

r/R	c/R	$\beta$ (°)	Chord (mm)	Position (mm)
0.15	0.112	15	15.64	21
0.2	0.137	16.66	19.13	28
0.25	0.16	17.15	22.35	35
0.3	0.181	16.71	25.28	42
0.35	0.198	15.83	27.66	49
0.4	0.211	14.62	29.47	56
0.45	0.221	13.21	30.87	63
0.5	0.227	11.9	31.71	70
0.55	0.23	10.74	32.13	77
0.6	0.228	9.71	31.85	84
0.65	0.222	8.8	31.01	91
0.7	0.213	7.99	29.75	98
0.75	0.199	7.28	27.8	105
0.8	0.181	6.59	25.28	112
0.85	0.158	5.89	22.07	119
0.9	0.132	5.05	18.44	126
0.95	0.084	4.03	11.73	133
1	0.035	3	4.88	140

Tabel 4.4 *geometry propeller twist 30°*

r/R	c/R	$\beta$ (°)	Chord (mm)	Position (mm)
0.15	0.112	30	15.64	21
0.2	0.137	33.36	19.13	28
0.25	0.16	34.34	22.35	35
0.3	0.181	33.47	25.28	42
0.35	0.198	31.71	27.66	49
0.4	0.211	29.28	29.47	56
0.45	0.221	26.46	30.87	63
0.5	0.227	23.83	31.71	70
0.55	0.23	21.51	32.13	77
0.6	0.228	19.44	31.85	84
0.65	0.222	17.29	31.01	91
0.7	0.213	16.01	29.75	98
0.75	0.199	14.58	27.8	105
0.8	0.181	13.2	25.28	112
0.85	0.158	11.79	22.07	119
0.9	0.132	10.11	18.44	126
0.95	0.084	8.07	11.73	133
1	0.035	6.01	4.88	140

Tabel 4.5 *geometry propeller twist 45°*

r/R	c/R	$\beta$ (°)	Chord (mm)	Position (mm)
0.15	0.112	45	15.64	21
0.2	0.137	50.16	19.13	28
0.25	0.16	51.63	22.35	35
0.3	0.181	50.32	25.28	42
0.35	0.198	47.67	27.66	49

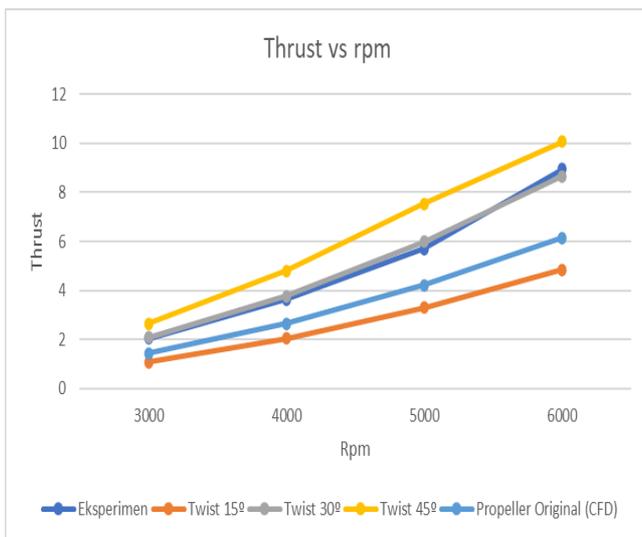
0.4	0.211	44.02	29.47	56
0.45	0.221	39.79	30.87	63
0.5	0.227	35.83	31.71	70
0.55	0.23	32.33	32.13	77
0.6	0.228	29.23	31.85	84
0.65	0.222	26.51	31.01	91
0.7	0.213	24.08	29.75	98
0.75	0.199	21.91	27.8	105
0.8	0.181	19.84	25.28	112
0.85	0.158	17.73	22.07	119
0.9	0.132	15.2	18.44	126
0.95	0.084	12.14	11.73	133
1	0.035	9.03	4.88	140

## BAB V KOMPUTASI KARAKTERISTIK AERODINAMIK

### 5.1 Komputasi ANSYS Fluent

ANSYS merupakan perangkat lunak yang menyediakan *computational fluid dynamic* yang komprehensif untuk memodelkan aliran fluida dan fenomena fisik lainnya. ANSYS menyediakan berbagai macam *tools* yang diperlukan untuk merancang, mengoptimalkan, serta memecahkan masalah mengenai suatu aliran fluida. Produk ANSYS yang utama dalam memecahkan masalah aliran fluida adalah ANSYS *Fluent*, dengan dua solusi tersebut dapat digunakan untuk mensimulasikan berbagai macam fenomena suatu fluida.

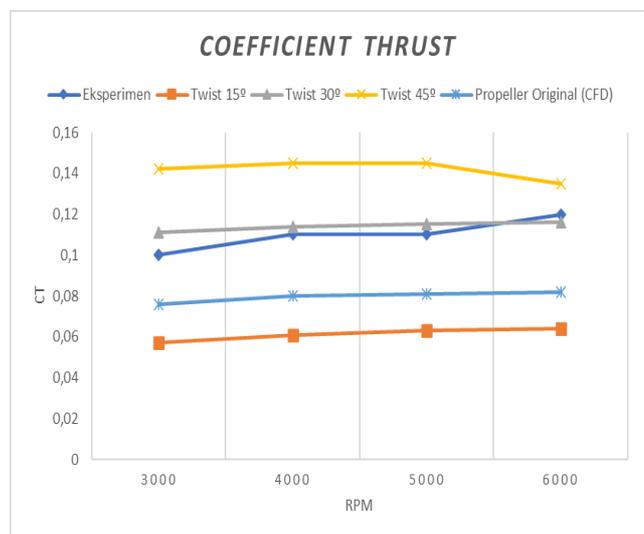
### 5.2 Hasil Perbandingan Thrust Eksperimen dengan CFD



Gambar 5.1 Perbandingan Thrust Eksperimen dengan CFD

Pada Gambar 5.1 terdapat grafik perbandingan hasil perhitungan *thrust* eksperimen terhadap variasi sudut *twist* dengan menggunakan *computational fluid dynamic*. *Thrust* yang dihasilkan oleh *propeller quadcopter* dengan sudut *twist* 45° memiliki nilai *thrust* yang paling tinggi. Dengan tingginya nilai *thrust* diharapkan desain *propeller* dengan *twist* 45° dapat meningkatkan nilai *efficiency propeller*.

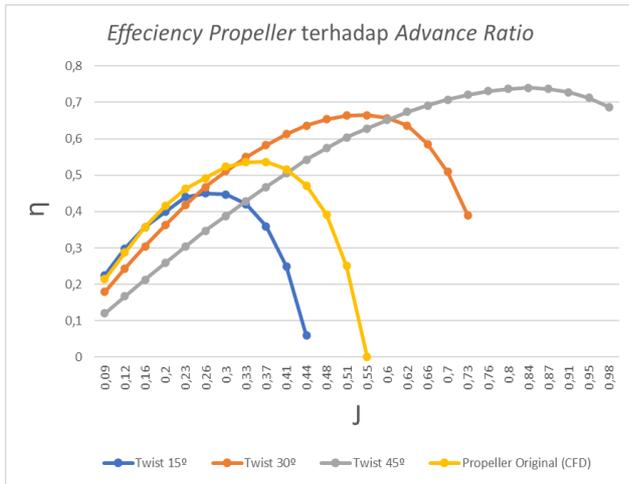
### 5.3 Hasil Perbandingan Thrust Eksperimen dengan CFD



Gambar 5.2 Perbandingan  $C_T$  Eksperimen dengan CFD

Pada Gambar 5.2 terdapat grafik perbandingan hasil perhitungan *coefficient thrust* eksperimen dengan variasi sudut *twist* dengan menggunakan *computational fluid dynamic*. *Coefficient Thrust* yang dihasilkan oleh *propeller quadcopter* dengan sudut *twist* 45° menghasilkan nilai *coefficient thrust* yang lebih besar dari beberapa desain. Dengan tingginya *coefficient thrust* pada sudut *twist* 45° diharapkan desain *propeller* dapat menghasilkan nilai *thrust* yang tinggi.

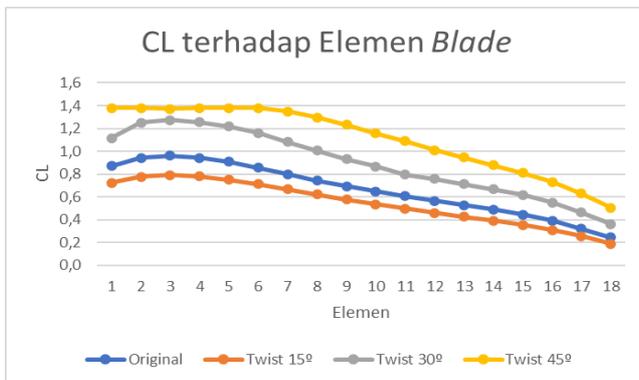
## 5.4 Hasil Perbandingan *Efficiency Propeller* dengan CFD



Gambar 5.3 Perbandingan *efficiency propeller*

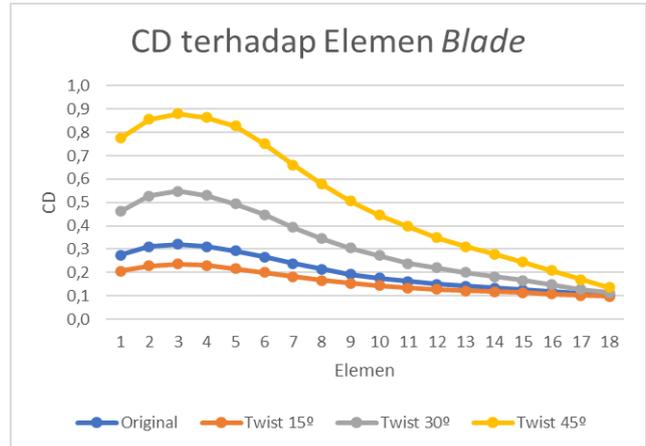
Pada Gambar 5.3 terdapat grafik perbandingan hasil perhitungan *efficiency propeller* eksperimen dengan variasi sudut *twist* dengan menggunakan *computational fluid dynamic*. *Efficiency propeller* yang dihasilkan oleh *propeller quadcopter* dengan sudut *twist* 45° memiliki nilai *efficiency propeller* lebih baik dari beberapa desain lainnya. Dengan tingginya nilai *efficiency propeller* dengan sudut *twist* 45°, *propeller* tersebut dapat digunakan pada kondisi aliran udara yang mengenai *propeller* melebihi 20 m/s. Sehingga *propeller quadcopter* dapat bermanuver dengan baik.

## 5.5 Perbandingan Karakteristik $C_L$ , $C_D$ dan rasio L/D



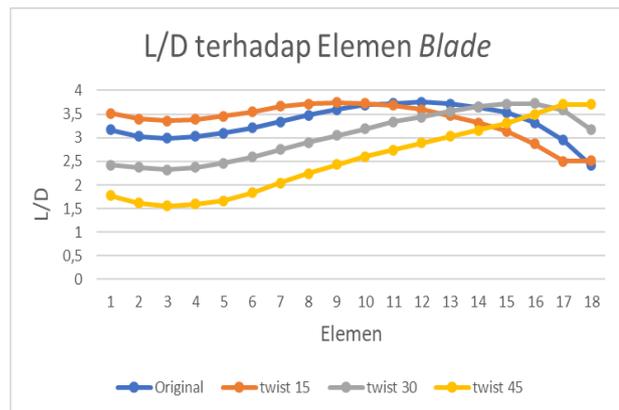
Gambar 5.4  $C_L$  terhadap *blade element*

Gambar 5.4 menjelaskan bahwa hasil *coefficient lift* pada *propeller quadcopter* pada sudut *twist* 45° lebih tinggi dari beberapa variasi *twist* lainnya. Hal tersebut dapat terjadi dikarenakan sudut *twist* pada setiap elemen *blade* cukup tinggi, sehingga menghasilkan  $C_L$  yang tinggi.



Gambar 5.5  $C_D$  terhadap *blade element*

Gambar 5.5 menjelaskan bahwa hasil *coefficient drag* pada *propeller quadcopter* pada sudut *twist* 45° lebih tinggi dari beberapa variasi *twist* lainnya. Hal tersebut dapat terjadi dikarenakan sudut *twist* pada setiap elemen *blade* cukup tinggi, sehingga menghasilkan  $C_D$  yang tinggi, dimana berbanding lurus dengan  $C_L$  yang tinggi.

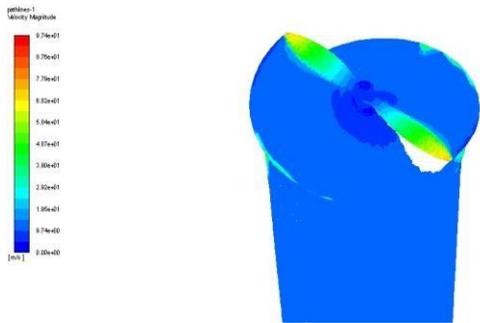


Gambar 5.6 L/D terhadap *blade element*

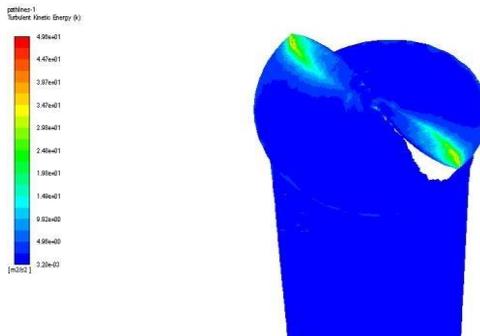
Gambar 5.6 menjelaskan bahwa hasil *lift to drag* pada *propeller quadcopter* pada sudut *twist* 45°

mengalami peningkatan tanpa adanya penurunan grafik. Hal tersebut dapat terjadi dikarenakan *propeller* pada sudut *twist* 45° tidak mengalami turbulensi yang cukup tinggi.

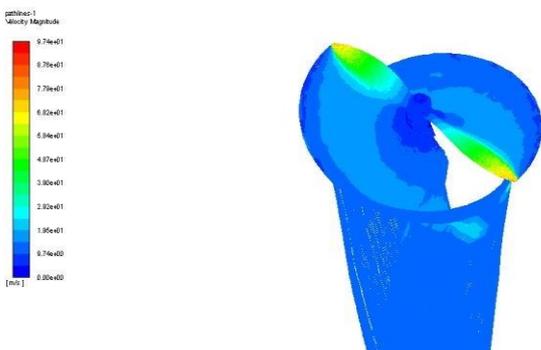
## 5.6 Hasil Simulasi



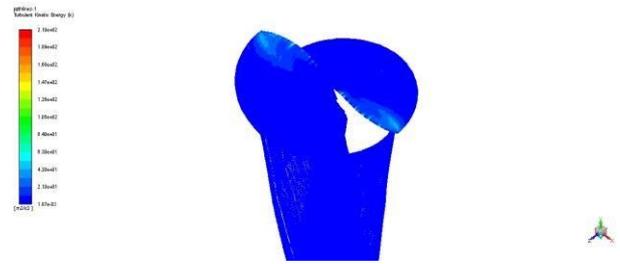
Gambar 5.7 Aliran udara saat melewati *propeller twist* 15°



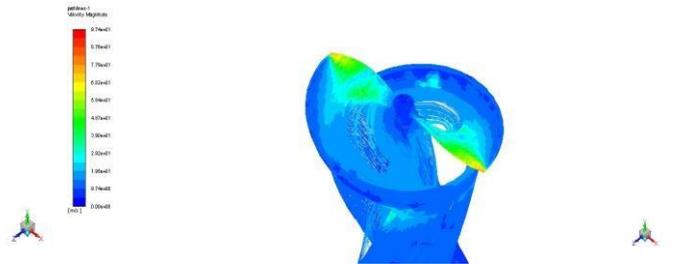
Gambar 5.8 turbulensi yang terjadi pada *propeller twist* 15°



Gambar 5.9 Aliran udara saat melewati *propeller twist* 30°



Gambar 5.10 turbulensi yang terjadi pada *propeller twist* 30°



Gambar 5.11 Aliran udara saat melewati *propeller twist* 45°



Gambar 5.12 turbulensi yang terjadi pada *propeller twist* 45°

## BAB VI KESIMPULAN DAN SARAN

### 6.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa yang telah dilakukan, maka dapat diambil kesimpulannya sebagai berikut:

- Peningkatan kecepatan perputaran *propeller* dapat meningkatkan *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller* yang telah dirancang.
- Semakin bertambahnya nilai *advance ratio* maka koefisien gaya angkat akan semakin berkurang.
- Variasi peningkatan sudut *twist* *propeller* berpengaruh pada nilai *thrust* yang dihasilkan. Hasil *thrust*

yang diperoleh pada desain *propeller* APC SF 11x4,7 menggunakan CFD dengan putaran 6000 RPM sebesar 6,14 N, *twist* 15° dengan putaran yang sama sebesar 4,84 N atau turun 1,3 N (21,17%), sedangkan *twist* 30° dengan putaran yang sama menghasilkan *thrust* 8,67 N atau naik sebesar 2,53 N (41,2%) dan *twist* 45° dengan putaran yang sama menghasilkan *thrust* 10,08 N atau naik sebesar 3,94 N (64,16%).

- d. Variasi peningkatan sudut *twist propeller* juga berpengaruh pada efek karakteristik aerodinamik. Hasil rata-rata CL yang diperoleh pada desain *propeller* APC SF 11x4,7 menggunakan CFD dengan putaran 6000 RPM sebesar 0,665, *twist* 15° dengan putaran yang sama sebesar 0,546 atau turun sebesar 0,119 (0,21%), sedangkan *twist* 30° dengan putaran yang sama menghasilkan CL 0,894 atau naik sebesar 0,229 (0,34%) dan *twist* 45° dengan putaran yang sama menghasilkan CL 1,106 atau naik sebesar 0,441 (0,66%).
- e. Variasi peningkatan sudut *twist propeller* juga berpengaruh pada efek karakteristik aerodinamik. Hasil rata-rata CD yang diperoleh pada desain *propeller* APC SF 11x4,7 menggunakan CFD dengan putaran 6000 RPM sebesar 0,203, *twist* 15° dengan putaran yang sama sebesar 0,161 atau turun sebesar 0,042 (0,26%), sedangkan *twist* 30° dengan putaran yang sama menghasilkan CD 0,318 atau naik sebesar 0,157 (0,97%) dan *twist* 45° dengan putaran yang sama menghasilkan CD 0,514 atau naik sebesar 0,353 (2,19%).
- f. *Efficiency propeller* dipengaruhi oleh perubahan sudut *twist propeller* yang dimana masing-masing *twist* memiliki nilai *efficiency propeller* yang beragam. Hasil rata-rata *efficiency propeller* yang diperoleh

pada desain *propeller* APC SF 11x4,7 menggunakan CFD dengan putaran 6000 RPM sebesar 0,389, *twist* 15° dengan putaran yang sama sebesar 0,336 atau turun sebesar 0,053 (0,15%), sedangkan *twist* 30° dengan putaran yang sama menghasilkan *efficiency propeller* sebesar 0,579 atau naik sebesar 0,19 (0,48%) dan *twist* 45° dengan putaran yang sama menghasilkan *efficiency propeller* 0,696 atau naik sebesar 0,307 (0,78%).

## 6.2 Saran

Setelah mendapatkan kesimpulan dari hasil analisis ini, adapula saran-saran yang penulis rekomendasikan yaitu sebagai berikut:

- Perangkat lunak ANSYS yang digunakan, agar dapat menghasilkan pengujian yang lebih akurat maka lebih baik menggunakan perangkat lunak ANSYS Profesional.
- Perangkat keras yang digunakan minimal memiliki processor core i5 dan RAM minimal 4GB, bertujuan untuk meningkatkan efisiensi waktu, *meshing*, dan iterasi dengan jumlah yang lebih besar.
- Dalam penelitian selanjutnya, penulis menyarankan untuk melakukan perhitungan *power* dan *torque* terhadap *propeller quadcopter* yang telah dirancang.
- Disarankan juga, untuk menghitung gaya angkat total yang dihasilkan dari ke-empat *propeller* pada sebuah *quadcopter*.

## DAFTAR PUSTAKA

- Abdulah Rizki Amal (2016); "Analisis Pengaruh Perubahan *Twist* dan *Taper* Pada *Main Rotor Blade Synergy N9* Menggunakan Perangkat Lunak *Numeca*." Bandung. Universitas Nurtanio Bandung.
- Andri Kurniawan, SST (2017). "Pengukuran dan Analisis CFD *Perfoma Propeller Master aircrew*

- G/F 3 9x6". Sekolah Tinggi Penerbangan Indonesia Curug, Tangerang.
- Antonio Filippone (2006), "*Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft*" Elsevier.
- Awang Rahmadi Nuranto (2018); "*Analysis of Aerodynamic Load of LSU-03 (LAPAN Surveillance UAV-03) Propeller*" *Journal of Physics : Conference Series*.
- Bobby Sandy Raimonda (2016); "Analisis Aerodinamika Penambahan Anedral BERP Blade Pada Main rotor Helikopter Synergy N9 Dengan Menggunakan Perangkat Lunak Numeca." Bandung. Universitas Nurtanio Bandung.
- Brandt, John Burton (2005). "*Small-scale propeller performance at low speeds.*" MS-thesis., University of Illinois at Urbana-Champaign.
- Brandt, John, and Michael Selig (2011). "*Propeller performance data at low reynolds numbers.*" 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition.
- Carvalho, I. D. D. S. B. (2013). *Low Reynolds propellers for increased quadcopters endurance* (Doctoral dissertation, Universidade da Beira Interior).
- Faisal Mahmuddin (2017); "*Rotor Blade Performance Analysis with Blade Element Momentum Theory* " ELSEVIER, Engineering Faculty, Universitas Hasanuddin Makassar.
- Fernando Alves (2019); "Analisa Aerodinamika Propeller Quadcopter dengan menggunakan Perangkat Lunak ANSYS FLUENT ." Bandung, Universitas Nurtanio Bandung.
- Hairuniza Ahmed (2017); "3D CFD simulation and experimental validation of small APC Slow Flyer propeller blade". Universiti Sains Malaysia.
- John D. Anderson, JR (2007) ; "*Fundamentals of Aerodynamic.*" University of Mariland.
- J. Gordon Leishman (2006); "*Principles of Helicopter Aerodynamics.*" Cambridge.
- J. Seddon (2002); "*Basic Helicopter Aerodynamics*" Second edition.
- Layton, Donald M (1983); "*Helicopter Performance*" The NPS Institutional Archive, California : Naval Postgraduate School.
- Ohad Gur (2014), "*Maximum Propeller Efficiency Estimation*". Journal of Aircraft, November.
- Ohad Gur (2005), "*Propeller Performance at Low Advance Ratio*" Journal of Aircraft, Maret.
- Putra Bangkit Setya Budi (2006), "Analisa Nilai thrust dan torque propeller tipe B-series pada kapal selam MIDGET 150M dengan variasi skew angle dan blade area ratio (AE/AO) dengan menggunakan Metode CFD" Universitas Diponegoro.
- Raymond W. Prouty (1986); "*Helicopter Performance, Stability, and control*" Original Edition.
- Raden Gugi Iriandi (2014); "Analisa Pengaruh Payload terhadap climb performance Helikopter Synergy N9." Universitas Nurtanio Bandung.
- Sulaiman Olanrewaju Oladakun (2015); "*Study of efficiency and Environmental Performance of Propeller*". School of Ocean Engineering, University Malaysia Terengganu, Malaysia.
- Willem Anemaat (2019); "*Aerodynamic Design, Analysis, and Testing of Propellers for small Unmanned Aerial Vehicles*" American Institute of Aeronautics and Astronautics.