

# Pengukuran dan Analisis CFD Performa *Propeller Master Airscrew G/F 3 9x6*

**Andri Kurniawan, SST<sup>1</sup>**

Sekolah Tinggi Penerbangan Indonesia Curug – Tangerang

## **ABSTRAK**

Studi tentang performa *propeller* menggunakan metode numerik dan eksperimen telah dilakukan. *Propeller* dipindai secara 3 dimensi untuk mengetahui geometrinya. Pemindaian menggunakan Vivid 9i Konica Minolta 3D Scanner. Geometri *propeller* diolah dan kemudian dilakukan simulasi CFD. Simulasi CFD dimulai dengan pembentukan geometri. Geometri *propeller* telah didapat dari pemindaian. Selanjutnya adalah pembangkitan *mesh*. *Mesh* dibangkitkan pada ICEM CFD. *Mesh* yang digunakan pada komponen permukaan menggunakan *all tri* dan pada komponen isi menggunakan *tetra/mixed*. Metode pembangkitan *mesh* menggunakan *patch dependent* dan *quick delauny*. Penentuan sifat fisik dan sifat fluida dan juga kondisi batas simulasi dilakukan pada ANSYS CFX Pre. Kondisi batas yang digunakan adalah variasi kecepatan aliran pada 8 m/s, 9 m/s, 11 m/s, 12 m/s, 13 m/s dan 14 m/s dan juga untuk kecepatan putaran *propeller* 4000 RPM dan 5000 RPM. Eksperimen *propeller* dilakukan pada terowongan angin tertutup. *Propeller* diputar oleh sebuah motor listrik yang terhubung dengan dua buah *load cell* yang digunakan untuk mengukur gaya dorong dan torsi. Kecepatan putar diukur menggunakan *tachometer* optik, sedangkan kecepatan udara tak terganggu diukur menggunakan *pitot tube*. Sensor-sensor tersebut dihubungkan dengan data akuisisi dan dihubungkan dengan komputer untuk mendapatkan hasil. Kecepatan putar *propeller* diatur pada kecepatan putar 4000 RPM dan 5000 RPM. Kecepatan aliran udara tak terganggu divariasikan 6 m/s sampai dengan 12 m/s.

**Kata Kunci :** *Propeller, advance-diameter ratio, thrust coefficient, power coefficient, efficiency.*

## **ABSTRACT**

The study of the performance of the propeller using numerical methods and experiments have been conducted. The propeller is 3-dimensionally scanned to determine its geometry. The tools are Konica Minolta Vivid 9i 3D Scanner. The propeller geometry is generate and then performed CFD simulation. CFD simulation begins with the formation geometry. Propeller geometry has been obtained from scanning. Next is a mesh generation using ICEM CFD. Surface mesh of the component using all tri and volume mesh using tetra/mixed. Mesh generation method using patch dependent and quick delauny. Determination of physical properties and fluid properties and boundary conditions simulation performed on ANSYS CFX Pre. The boundary conditions used are variations in the flow rate at 8 m/s, 9 m/s, 11 m/s, 12 m/s, 13 m/s and 14 m/s and also for the rotation speed of the blades 4000 RPM and 5000 RPM. Propeller Experiments

conducted on a closed loop wind tunnel. Propeller rotated by an electric motor connected to two load cell used to measure the thrust and torque. Rotational speed is measured using an optical tachometer, while the undisturbed air speed is measured using a pitot tube. The sensors are connected to the data acquisition and connected to a computer to get results. Rotational speed propeller arranged on a rotational speed of 4000 RPM and 5000 RPM. Undisturbed air flow velocity varied 8 m/s to 12 m/s.

**Keyword:** propeller, advance-diameter ratio, thrust coefficient, power coefficient, efficiency

## 1. Pendahuluan

Pertumbuhan pesawat tak berawak saat ini sangat pesat. Hal tersebut ditandai dengan semakin bertambahnya kebutuhan akan pesawat tidak berawak. Pesawat tak berawak sekarang tidak hanya diperlukan untuk kepentingan militer saja, namun untuk kepentingan yang lebih luas, seperti untuk pemetaan sumberdaya, pemantauan daerah yang terkena bencana, sebagai alat pemantau kondisi lalu lintas dan lain-lain. Dengan menggunakan pesawat tanpa awak kegiatan seperti diatas akan lebih mudah dilakukan dan membutuhkan biaya yang relatif lebih murah.

Dalam operasinya pesawat tanpa awak memerlukan gaya dorong. Gaya dorong tersebut digunakan untuk melawan gaya hambat pada sayap dan struktur saat pesawat dalam kondisi terbang horisontal. Gaya dorong juga digunakan sebagai gaya tambahan yang diperlukan untuk menyeimbangkan komponen berat pesawat ketika pesawat dalam kondisi terbang menanjak. Gaya dorong pesawat tanpa awak salah satunya dapat dihasilkan oleh *propeller*.

Gerakan *propeller* di udara terdiri atas kecepatan sudut ( $\Omega$ ) dan kecepatan aksial ( $V$ ). Reaksi aerodinamika pada bilah *propeller* memberikan gaya dorong ( $T$ ) ke depan sepanjang sumbu rotasi dan torsi ( $Q$ ). Gaya dorong ( $T$ ) dan torsi ( $Q$ ) pada sebuah *propeller* dapat dinyatakan sebagai fungsi dari kecepatan aksial ( $V$ ), jumlah putaran dalam satuan waktu ( $n$ ), dan diameter ( $D$ ); dan keadaan operasi *propeller* didefinisikan oleh *advance per revolution* ( $V/n$ ). Untuk lebih mudahnya

dalam menyatakan karakteristik sebuah *propeller* maka dibuatlah bentuk non-dimensi. Oleh karena itu, keadaan operasi didefinisikan oleh *advance-diameter ratio*.

$$J = \frac{V}{nD}$$

Untuk gaya dorong dan torsi dinyatakan dalam bentuk non-dimensi menjadi:

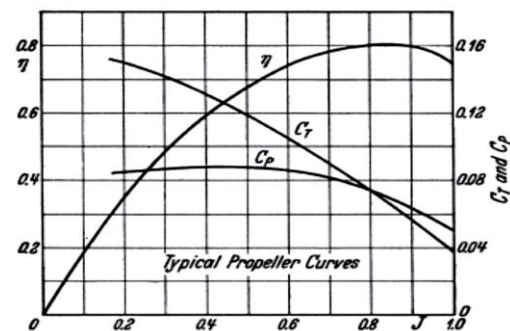
$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$$

dan

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}$$

Efisiensi *propeller* dinyatakan dalam:

$$\eta = \frac{VT}{P} = J \frac{C_T}{C_P}$$



Gambar 1. Kurva typical *propeller* koefisien gaya dorong ( $C_T$ ), koefisien daya ( $C_P$ ), dan Efisiensi ( $\eta$ ) terhadap advance-diameter ratio ( $J$ ) (Durand, 1935)

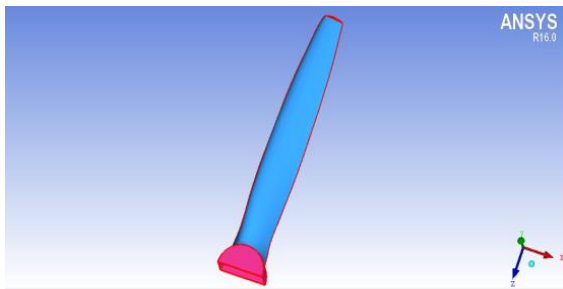
## 2. Simulasi

Pekerjaan ini dilakukan dengan menggunakan komputasi analisis dinamika fluida menggunakan ANSYS CFX. Model digital geometri dapatkan dengan melakukan pemindaian 3

dimensi. Pemindaian dilakukan dengan menggunakan Vivid 9i Konica Minolta 3D Scanner lalu diolah dengan menggunakan perangkat lunak Rapidform. Setelah diolah dengan menggunakan Rapidform model 3D propeller diolah kembali dengan menggunakan Catia untuk mendapatkan geometri dan selanjutnya dapat digunakan untuk analisis numerik menggunakan ANSYS CFD.

**2.1. Geometri**

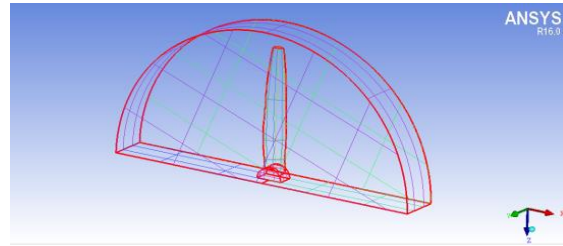
Model tiga dimensi *propeller* diolah dengan menggunakan Catia dan diolah kembali pada ICEM CFD untuk membuat geometri domain fluida. Domain fluida dibedakan menjadi dua, yakni fluida rotasi dan fluida statis. Model 3D *propeller* digabungkan dengan fluida rotasi.



Gambar 2. Geometri *Propeller*

Tabel 1. Ukuran Geometri Domain

No	Jarak	Fluida Berotasi	Fluida Statis
1	Depan (mm)	10	300
2	Belakang (mm)	10	400
3	Radius (mm)	10	800



Gambar 3. Domain Fluida Rotasi

**2.2. Pembentukan Mesh**

Pembangkitan mesh awali pada penentuan *shells mesh parameters*, dilanjutkan dengan *volume mesh parameters* dan *prism mesh parameters*. Parameter yang digunakan pada *shells mesh parameters* meliputi, tipe mesh menggunakan *all tri* dan metode pembangkitan mesh menggunakan *patch dependent*. Selanjutnya Parameter yang digunakan pada *volume mesh parameters* meliputi, tipe mesh menggunakan *tetra/mixed* dan metode pembangkitan mesh menggunakan *quick delauny*.

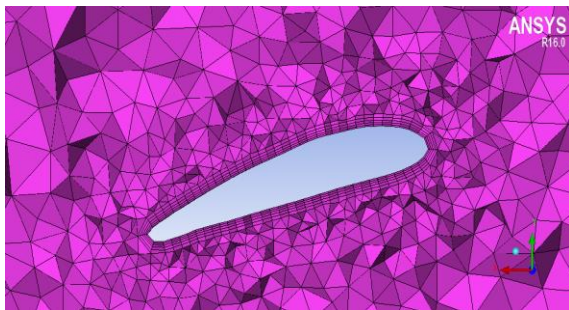
Tabel 2. Parameter pada *prism mesh parameters*

No.	Paramater	Nilai/Keterangan
1	Growth law	Exponential
2	Initial height	0.071999997
3	Height ratio	1.2
4	Number of layer	5
5	Total height	0.535795

Setelah parameter *mesh* global terdefiniskan, langkah selanjutnya adalah penentuan mesh perbagian. Langkah ini merupakan penentuan berapa ketinggian maksimum yang akan digunakan dalam pembangkitan *mesh*.

Tabel 3. Ukuran Maksimum *Mesh* Fluida Rotasi

No.	Part	Ukuran Maksimum
1	Belakang	3
2	Depan	3
3	Sisi	3
4	Periodik 1	3
5	Periodik 2	3
6	Atas <i>propeller</i>	0.5
7	Bawah <i>propeller</i>	0.5
8	Ujung <i>propeller</i>	0.01
9	Pangkal <i>propeller</i>	0.5



Gambar 4. Pembangkitan *mesh* pada domain fluida berputar di sekitar *propeller*

### 2.3. Pengaturan Sifat Fisik dan Sifat Fluida

Domain fluida berputar yang diasumsikan sebagai fluida yang berputar akibat putaran *propeller*. Kedua, fluida diam yang merupakan aliran fluida yang dianggap kecil pengaruhnya terhadap *propeller*. Sifat fisik kedua domain tersebut dapat dilihat pada tabel 4 dan 5.

Tabel 4. Kondisi fisik dan aliran pada domain fluida yang berotasi

No.	Parameter	Keterangan
1	Domain Type	Fluid Domain
2	Material	Air Ideal Gas
3	Reference Pressure	1 atm
4	Buoyancy Model	Non Buoyant
5	Domain Motion	Rotation
6	Angular Velocity Kondisi 1 Kondisi 2	4000 RPM 5000 RPM
7	Rotation Axis	Global Y
8	Heat Transfer	Isothermal
9	Fluid Temperature	25° C
10	Turbulence	Shear Stress Transport

Tabel 5. Kondisi fisik dan aliran pada domain fluida yang diam

No.	Parameter	Keterangan
1	Domain Type	Fluid Domain
2	Material	Air Ideal Gas
3	Reference Pressure	1 atm
4	Buoyancy Model	Non Buoyant
5	Domain Motion	Stationary
6	Heat Transfer	Isothermal
7	Fluid Temperature	25° C
8	Turbulence	Shear Stress Transport

**2.4. Menspesifikasikan Kondisi Batas**

Pengaturan kondisi batas pada simulasi ini didedakan menjadi tiga kondisi, yakni *inlet*, *outlet* dan *farfield*. Kondisi batas *inlet* digunakan untuk mengakomodasi perilaku aliran masuk pada sistem. Kondisi batas *outlet* digunakan untuk perilaku aliran yang meninggalkan sistem. Sedangkan kondisi batas *farfield* digunakan sebagai kondisi batas terbuka. Parameter kondisi batas tersebut dapat dilihat pada tabel 6 sampai dengan tabel 8.

Tabel 6. Pengaturan kondisi batas *inlet*

No.	Parameter	Keterangan
1	Boundary Type	Inlet
2	Flow Regime	Subsonic
3	Mass and Momentum	Normal Speed
4	Normal Speed Kondisi 1	8 m/s - 14 m/s
5	Turbulence	Medium (Intensity = 5%)

Tabel 7. Pengaturan kondisi batas *farfield*

No.	Parameter	Keterangan
1	Boundary Type	Opening
2	Flow Regime	Subsonic
3	Mass and Momentum	Opening Press. And Dirn
4	Relative Pressure	0 Pa
5	Flow Direction	Normal to Boundary Condition
6	Turbulence	Medium (Intensity = 5%)

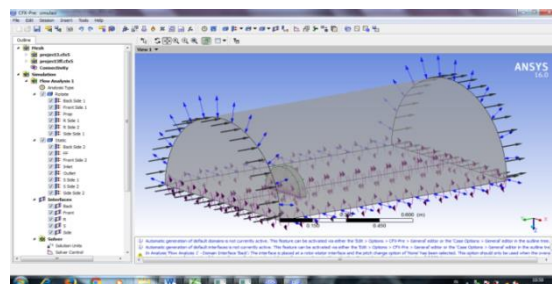
Tabel 8. Pengaturan kondisi batas *outlet*

No.	Parameter	Keterangan
1	Boundary Type	Outlet
2	Flow Regime	Subsonic
3	Mass and Momentum	Average Static Pressure
4	Relative Pressure	0 Pa
5	Press. Profil Blend	0.05
6	Pressure Averaging	Average Over Whole Outlet

Pengaturan kondisi batas juga dilakukan pada permukaan *propeller*. Permukaan *propeller* diatur tipe kondisi batasnya berupa *Wall* dan pengaturan *Mass and Momentum* diset pada *No Slip Wall*. Hubungan fluida berotasi dan diam juga diatur. Pengaturan tersebut sesuai dengan tabel 9.

Tabel 9. Pengaturan interface domain fluida berotasi dan diam

No.	Parameter	Keterangan
1	Interface Model	General Conection
2	Frame Change/Mixing Model	Frozen Rotor
3	Pitch Change	None



Gambar 5. Hasil penentuan sifat fisik, sifat fluida dan kondisi batas

### 2.5. Solver

Pada simulasi ini pengaturan *solver control* dapat dilihat pada tabel 10.

Tabel 10. Pengaturan solver control

No.	Parameter	Keterangan
1	Convergence Control Min. Iteration Max. Iteration	1 1000
2	Timescale Factor	1.0
3	Residual Target	1.0e-5

### 3. Eksperimen

Eksperimen dilaksanakan di laboratorium Aerodinamika Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Institut Teknologi Bandung. Terowongan angin yang digunakan adalah terowongan angin sirkuit tertutup tipe satu saluran dengan seksi uji berbentuk empat persegi panjang dengan ukuran lebar 40 cm tinggi 40 cm panjang 105 cm, aliran seksi uji tertutup dan tipe aliran *nearsonic*. Kecepatan aliran pada *test section* dihasilkan oleh AC motor Leroy-Somer 3 phase, 7.5 KW, 50 Hz yang dihubungkan dengan bilah fan.

#### 3.1. Alat Ukur Gaya dan Kecepatan Putar *Propeller*

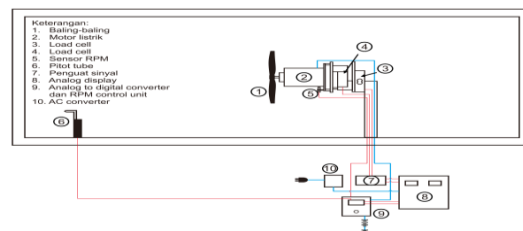
Gaya dorong dan torsi diukur menggunakan *load cell* yang dihubungkan dengan sistem akuisisi data DAQ FDR Pro USB dan Dual Analog to Digital Expander dari Eagle Tree. Kecepatan putar *propeller* diukur dengan menggunakan photoelectric sensor.

#### 3.2. Alat ukur Kecepatan Aliran Udara

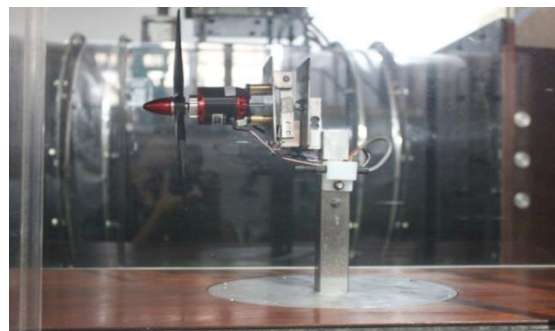
Kecepatan udara diukur menggunakan *pitot tube* yang dihubungkan dengan DPI sebagai referensi dan dihubungkan dengan sistem akuisisi data DAQ FDR Pro USB dan Dual Analog to Digital Expander dari Eagle Tree sebagai data kecepatan yang akan diolah.

#### 3.3. Alat tambahan

Sebagai penggerak *propeller*, pada eksperimen ini menggunakan Motor Brushless NEO40. Kecepatan motor diatur dengan menggunakan speed controller ESC 70 A. Sebagai pemasok listrik pada motor, pada eksperimen ini menggunakan baterai Lippo 3S 2200 mAh dan untuk pengisian daya baterai menggunakan Lippo Charger. Parameter kondisi diukur dengan menggunakan alat termometer, hygrometer dan barometer.



Gambar 6. Skema pengaturan eksperimen



Gambar 7. Alat Uji Performa Propeller



### 3.4. Kalibrasi dan Analisis Ketidakpastian

Kalibrasi alat ukur gaya dorong dan torsi dilakukan dengan membandingkan secara langsung nilai hasil penunjukan sensor dengan beban dalam berbagai ukuran. Kalibrasi kecepatan tidak terganggu dilakukan dengan membandingkan hasil penunjukan alat ukur sensor dengan penunjukan pada DPI.

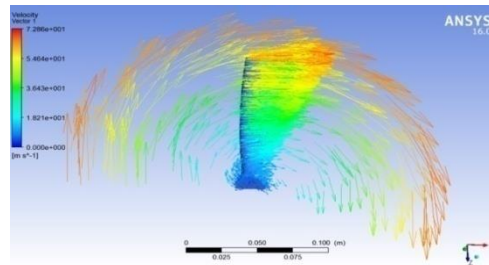
Kesalahan proses pengukuran adalah elemen dasar dari ketidakpastian analisis. Sumber kesalahan yang digunakan pada eksperimen ini adalah ketidakpastian pengulangan dan resolusi alat ukur.

## 4. Kesimpulan

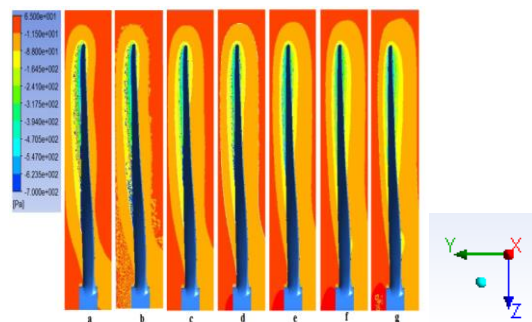
### 4.1. Hasil Simulasi

Pada gambar V.2 dan V.3 dapat dilihat distribusi tekanan yang dihasilkan oleh aliran udara yang melewati *propeller*. Udara mengalir mengarah pada sumbu Y negatif. Pada gambar a, tekanan pada bagian belakang *propeller* lebih besar dari bagian depan *propeller*. Hal tersebut menandakan bahwa *propeller* pada gambar tersebut menghasilkan gaya dorong. Sebaliknya pada gambar g, pada gambar tersebut tekanan pada bagian depan *propeller* lebih besar dari bagian belakang *propeller* sehingga *propeller* tersebut tidak lagi menghasilkan gaya dorong.

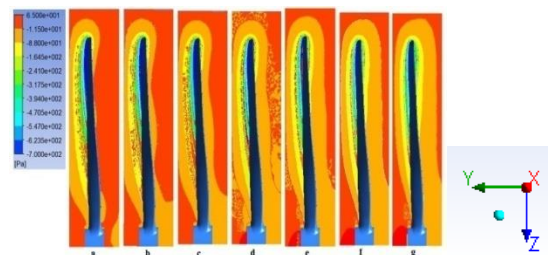
Fenomena tersebut dapat dilihat pula pada tabel data yang dihasilkan oleh simulasi CFD. Adapun tabel data untuk simulasi *propeller* Master Airscrew G/F 3 9x6 dapat dilihat pada tabel 11 dan 12.



Gambar 7. Vektor kecepatan di sekitar *propeller* pada kecepatan putar 5000 RPM dan kecepatan udara tak terganggu 8 m/s



Gambar 8. Tekanan *propeller* pada kecepatan putar 4000 RPM dan kecepatan udara tak terganggu (a) 8 m/s, (b) 9 m/s, (c) 10 m/s, (d) 11 m/s, (e) 12 m/s, (f) 13 m/s dan (g) 14 m/s



Gambar 9. Tekanan *propeller* pada kecepatan putar 5000 RPM dan kecepatan udara tak terganggu (a) 8 m/s, (b) 9 m/s, (c) 10 m/s, (d) 11 m/s, (e) 12 m/s, (f) 13 m/s dan (g) 14 m/s



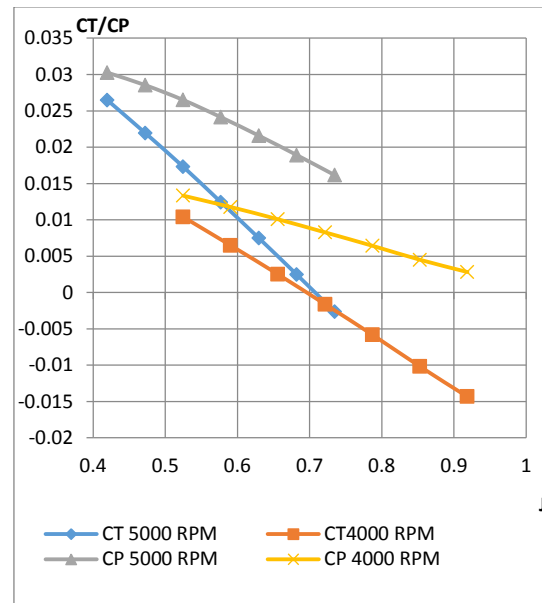
Tabel 11. Hasil penghitungan performa *propeller* melalui simulasi CFD pada 4000 RPM

V	J	Thrust	Torque	Power	$C_T$	$C_P$	$\eta$
(m/s)		(N)	(Nm)	(Watt)			
7.35	0.47	0.4797	0.0132	5.611	0.0356	0.0269	0.628
8.80	0.59	0.1432	0.0146	6.231	0.0106	0.0298	0.210
10.18	0.66	0.0220	0.0145	6.173	0.0016	0.0295	0.037
11.33	0.74	-0.3246	0.0154	6.566	-0.0241	0.0315	-0.567

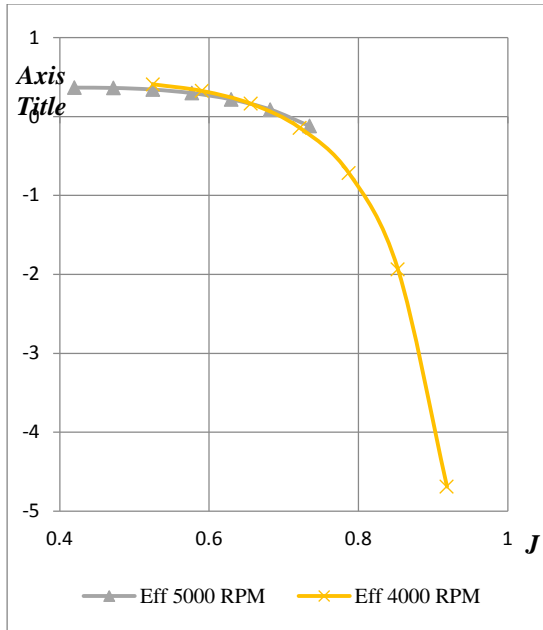
Tabel 12. Hasil penghitungan performa *propeller* melalui simulasi CFD pada 5000 RPM

V	J	Thrust	Torque	Power	$C_T$	$C_P$	$\eta$
(m/s)		(N)	(Nm)	(Watt)			
8	0.420	0.345	0.0115	6.02	0.0265	0.0302	0.367
9	0.472	0.286	0.0108	5.67	0.0219	0.0285	0.363
10	0.525	0.226	0.0101	5.27	0.0173	0.0265	0.343
11	0.577	0.162	0.0092	4.80	0.0124	0.0241	0.297
12	0.630	0.097	0.0082	4.29	0.0075	0.0216	0.218
13	0.682	0.032	0.0072	3.76	0.0024	0.0189	0.088
14	0.735	-0.035	0.0061	3.21	-0.0027	0.0161	-0.122

Dari kedua tabel di atas dapat dilihat bahwa terdapat gaya dorong yang bernilai negatif. Pada kecepatan putar 4000 RPM, gaya dorong negatif ditunjukkan pada nilai  $J$  di atas 0.722. sedangkan untuk kecepatan putar 5000 RPM, nilai negatif didapatkan pada nilai  $J$  lebih dari 0.735 sehingga fenomena pada gambar 9 dan 10 dapat lebih diperjelas. Berdasarkan hasil simulasi CFD Master Airscrew G/F 3 9x6 maka didapatkan grafik performa *propeller*. Performa *propeller* dinyatakan dalam koefisien gaya dorong, koefisien daya dan efisiensi. Grafik performa *propeller* ditunjukkan pada gambar 11 dan 12.



Gambar 10. Grafik hubungan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio*



Gambar 11. Grafik hubungan efisiensi hasil simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio*

Berdasarkan grafik di atas dapat diketahui bahwa efisiensi *propeller* sangat rendah. Efisiensi *propeller* tidak lebih dari 0.5. Koefisien gaya dorong *propeller* pada kecepatan putar 5000 RPM memiliki nilai lebih tinggi daripada 4000 RPM. Begitu pula dengan koefisien daya, nilai pada 5000 RPM lebih tinggi dari 4000 RPM. Namun demikian nilai efisiensi *propeller* pada kedua kecepatan putar memiliki nilai yang hampir sama.

#### 4.2. HASIL EKSPERIMEN

Setelah melakukan koreksi aliran udara tidak terganggu, maka didapatkan hasil eksperimen performa *propeller* Master Airscrew G/F 3 9x6. Adapun hasil tersebut dapat dilihat pada tabel 13 dan 14

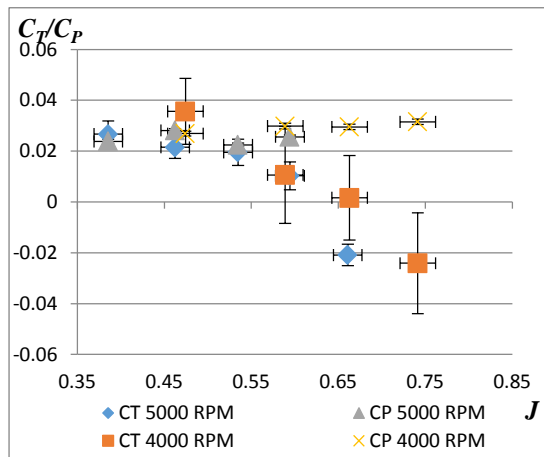
Tabel 13. Hasil penghitungan performa *propeller* melalui eksperimen pada 4000 RPM

<b>V</b>	<b>J</b>	<b>Thrust</b>	<b>Torque</b>	<b>Power</b>	$C_T$	$C_P$	$\eta$
<b>(m/s)</b>		<b>(N)</b>	<b>(Nm)</b>	<b>(Watt)</b>			
7.35	0.47	0.4797	0.0132	5.611	0.0356	0.0269	0.628
8.80	0.59	0.1432	0.0146	6.231	0.0106	0.0298	0.210
10.18	0.66	0.0220	0.0145	6.173	0.0016	0.0295	0.037
11.33	0.74	-0.3246	0.0154	6.566	-0.0241	0.0315	-0.567

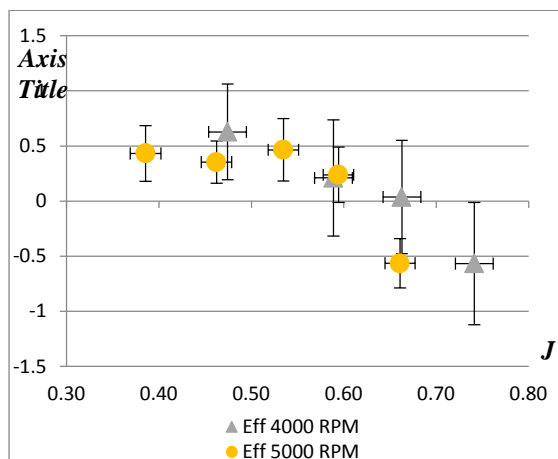
Tabel 14. Hasil penghitungan performa *propeller* melalui eksperimen pada 5000 RPM

<b>V</b>	<b>J</b>	<b>Thrust</b>	<b>Torque</b>	<b>Power</b>	$C_T$	$C_P$	$\eta$
<b>(m/s)</b>		<b>(N)</b>	<b>(Nm)</b>	<b>(Watt)</b>			
7.31	0.39	0.5449	0.0177	9.271	0.0267	0.0238	0.432
8.74	0.46	0.4379	0.0209	10.919	0.0215	0.0281	0.353
10.14	0.53	0.3977	0.0167	8.718	0.0195	0.0225	0.464
11.30	0.59	0.2098	0.0190	9.980	0.0103	0.0256	0.238

Berdasarkan hasil eksperimen *propellerMaster* Airscrew G/F 3 9x6 maka didapatkan grafik performa propeller. Performa *propeller* dinyatakan dalam koefisien gaya dorong, koefisien daya dan efisiensi. Grafik performa propeller ditunjukkan pada gambar 13 dan 14.



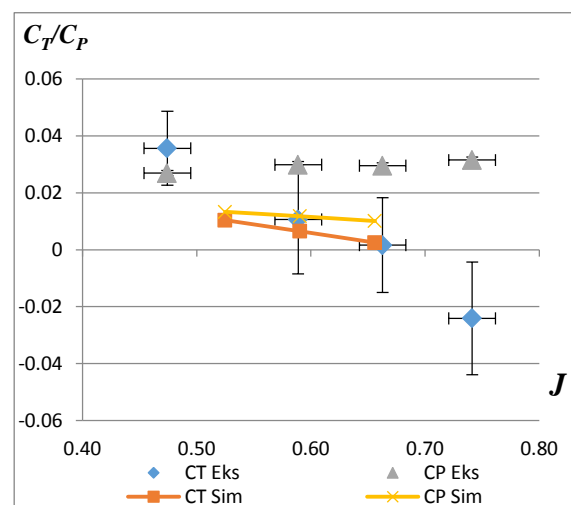
Gambar 12. Grafik hubungan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil eksperimen terhadap *advance diameter ratio*



Gambar 13. Grafik hubungan efisiensi hasil eksperimen terhadap *advance diameter ratio*

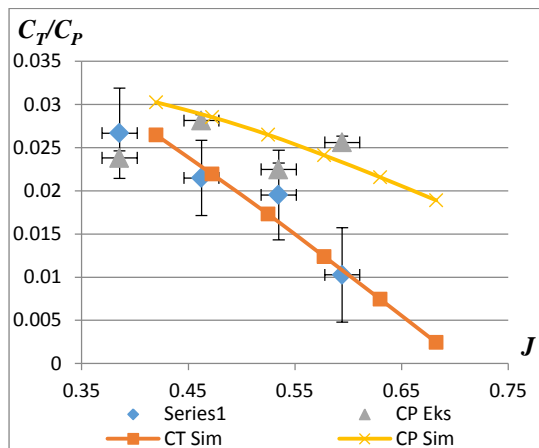
### 4.3. Perbandingan Hasil

Pada gambar 15, dapat dilihat kurva perbandingan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil eksperimen dan simulasi CFD. Kurva koefisien gaya dorong hasil simulasi CFD masuk ke dalam rentang ketidakpastian pengukuran koefisien gaya dorong hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva koefisien gaya dorong hasil simulasi CFD dan eksperimen memiliki kriteria *agree completely* (Dunn, 2010). Sebaliknya dengan kurva koefisien daya, kurva hasil simulasi CFD tidak ada bagian yang masuk ke dalam rentang ketidakpastian pengukuran koefisien daya hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva koefisien daya hasil simulasi CFD dan eksperimen memiliki kriteria *no agreement*.



Gambar 14. Grafik perbandingan hubungan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil eksperimen dengan simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio* pada 4000 RPM

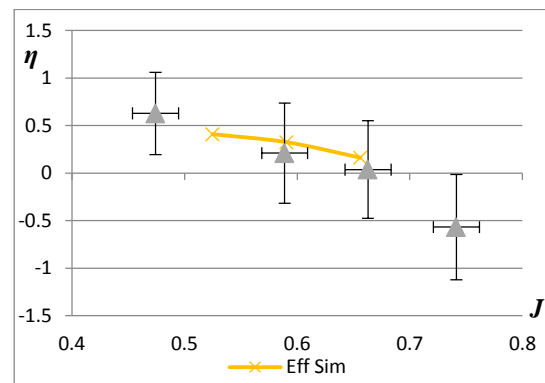
Pada gambar 16, dapat dilihat kurva perbandingan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil eksperimen dan simulasi CFD. Kurva koefisien gaya dorong hasil simulasi CFD masuk ke dalam rentang ketidakpastian pengukuran koefisien gaya dorong hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva koefisien gaya dorong hasil simulasi CFD dan eksperimen memiliki kriteria *agree completely*. Sebaliknya dengan kurva koefisien daya, kurva hasil simulasi CFD sebagian masuk ke dalam rentang ketidakpastian pengukuran koefisien daya hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva koefisien daya hasil simulasi CFD dan eksperimen memiliki kriteria *agree partially*.



Gambar 15. Grafik perbandingan hubungan koefisien gaya dorong dan koefisien daya hasil eksperimen dengan simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio* pada 5000 RPM

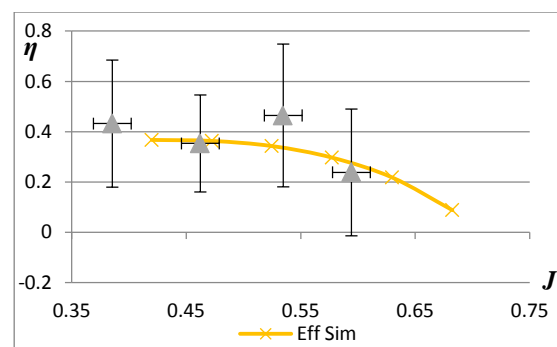
Pada gambar 17, dapat dilihat kurva perbandingan efisiensi hasil eksperimen dan simulasi CFD. Kurva efisiensi hasil simulasi CFD masuk kedalam rentang ketidakpastian pengukuran efisiensi hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva

efisiensi hasil simulasi CFD dan eksperimen memiliki kriteria *agree completely*.



Gambar 16. Grafik perbandingan hubungan efisiensi hasil eksperimen dengan simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio* pada 4000 RPM

Pada gambar 18, dapat dilihat kurva perbandingan efisiensi hasil eksperimen dan literatur. Kurva koefisien efisiensi literatur masuk ke dalam rentang ketidakpastian pengukuran efisiensi hasil eksperimen. Oleh karena itu, kurva efisiensi literatur dan eksperimen memiliki kriteria *agree completely*.



Gambar 17. Grafik perbandingan hubungan efisiensi hasil eksperimen dengan simulasi CFD terhadap *advance diameter ratio* pada 5000 RPM

## 5. Referensi

Ananda, G. (2012, 2 9). *UIUC Propeller Database*. Dipetik 12 21, 2014, dari UIUC Propeller Database Web site: <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>.

Ananda, G., & Selig, M. S. (2011). *Low Reynolds Number Propeller Performance Data: Wind Tunnel Corrections for Motor Fixture Drag*. Urbana: University of Illinois at Urbana-Champaign.

Anderson, Jr, J. D. (1995). *Computational Fluid Dynamic: The Basic with Applications*. New York: McGraw-Hill, Inc.

Anonymous. (2012, 06 05). *3D Scanners: A guide to 3D scanner technology*. Dipetik 12 21, 2014, dari Rapidform is now 3D Systems Geomagic! Web site: <http://www.rapidform.com/3d-scanners/>

Anonymous. (2014, Januari 29). *Uncertainty analysis*. Dipetik Februari 16, 2016, dari Wikipedia: [https://en.wikipedia.org/wiki/Uncertainty\\_analysis](https://en.wikipedia.org/wiki/Uncertainty_analysis)

ANSYS, Inc. (2014). *ANSYS Help Viewer* (16.0.0 ed.). SAS IP, Inc.

Barlow, J. B., Rae, J. W., & Pope, A. (1999). *Low Speed Wind Tunnel Testing* (3 ed.). New York: John Wiley & Sons.

Brandt, J. B., & Selig, M. S. (2011). *Propeller Performance Data at Low Reynolds Numbers*. *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*.

Brezina, A., & Thomas, S. (2013). *Measurement of Static and Dynamic Performance Characteristics of Electric Propulsion Systems*. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*.

Daintith, J. (2005). *A Dictionary of Science 5th Edition*. Oxford: Oxford University Press.

Deters, R. W., & Selig, M. S. (2008). *Static Testing of Micro Propellers*. *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*.

Deters, R. W., Ananda, G. K., & Selig, M. S. (2014). *Reynolds Number Effects on the Performance of Small-Scale Propellers*. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*.

Durand, W. F. (1935). *Aerodynamic Theory Volume IV. A General Review of Progress Under a Grant of the Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics*. Berlin: Springer.

Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara - ITB. (t.thn.). *MODUL PRAKTIKUM 1 AE4013 Aerodinamika Eksperimental PENGUKURAN PERTUMBUHAN LAPISAN BATAS SEPANJANG PELAT DATAR*. Bandung: Laboratorium Aerodinamika FTMD-ITB.

Gamble, D. E., & Arena, A. (2010). *Automated Dynamic Propeller Testing at Low Reynolds Numbers*. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*.

Hepperle, M. (2004, 5 28). *mh-aerotoools*. Dipetik 12 21, 2014, dari mh-aerotoools Web site: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/index.htm>



Kline, S. J., & McClintock, F. A. (1953). *Describing the uncertainties in single sample*.

Tu, J., Yeoh, G. H., & Liu, C. (2008). *Computational Fluid Dynamics - A Practical Approach*. Boston: Elsevier.

Liptak, B. G. (2003). *Instrument Engineers' Handbook-Process Measurement and Analysis Vol 1 4th Edition*. Boca Raton: CRC Press.

Lowry, J. T. (1999). *Performance of Light Aircraft*. Reston: AIAA.

NASA. (2010). *Measurement Uncertainty Analysis Principles and Methods: NASA Measurement Quality Assurance Handbook – ANNEX 3*. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration.

Park, J., & Mackay, S. (2003). *Practical Data Acquisition for Instrumentation and Control Systems*. Oxford: Elsevier.

Placko, D. (2007). *Fundamentals of Instrumentation and Measurement*. London: ISTE Ltd.

Roskam, J., & Lan, C.-T. E. (1997). *Airplane Aerodynamics and Performance*. Kansas: DARcorporation.

Silvestre, M., Morgado, J., Alves, P., Santos, P., Gamboa, P., & Páscoa, J. (2014). Low Reynolds Number Propeller Performance Testing. *Proceedings of the 5th International Conference on Fluid Mechanics and Heat* (hal. 149). Lisbon: Recent Advances in Mechanical Engineering Series.

The McGraw-Hill Companies, Inc. (2003). *McGraw-Hill Dictionary of Engineering 2nd Edition*. New York: McGraw-Hill Companies, Inc.