

Analisis Computational Fluid Dynamic Pengaruh Jarak Propeller Pada Contra Rotating Propeller Terhadap Gaya Dorong Pesawat Tanpa Awak

Alfian Yannu Alfaridzi^{1,a)}, Andri Kurniawan^{1,b)}

¹Program Studi Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Indonesia Curug,
Jl. Raya PLP Curug, Tangerang-Banten, Indonesia, 15820

^{a)} yannualfian@gmail.com (corresponding author), ^{b)} andri.kurniawan@ppicurug.ac.id,

Abstrak

Propeller banyak digunakan dalam sistem propulsi pesawat tanpa awak. *Propeller* yang digunakan pada pesawat tanpa awak memiliki banyak variasi. Salah satu jenis *propeller* yang digunakan yaitu *propeller* dengan jenis *contra rotating propeller*. Penelitian ini berfokus untuk menganalisis pengaruh jarak *propeller* yang berputar berlawanan dengan gaya dorong yang dihasilkan. Penelitian ini menggunakan *propeller* APC Elektrik 9x6 dengan metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) dalam melakukan analisis. Analisis diawali dengan membandingkan hasil pengujian CFD *single propeller* dengan data eksperimen pada penelitian sebelumnya untuk validasi. Hasil perbandingan data pengujian CFD dan eksperimen menunjukkan kesesuaian sehingga penelitian dapat dilanjutkan dengan pengujian CFD pada *contra rotating propeller*. Kemudian pengujian *contra rotating propeller* dilakukan dengan kecepatan putaran 5000 rpm dan kecepatan aksial 12 m/s. Variasi jarak *propeller* dianalisis dengan 4 macam variasi yaitu 20 mm, 40 mm, 60 mm, dan 80 mm. Hasil pengujian CFD menunjukkan bahwa *contra rotating propeller* memiliki gaya dorong yang lebih besar dari *single propeller*. Kemudian hasil simulasi CFD pada *contra rotating propeller* menunjukkan bahwa koefisien gaya dorong terbesar yaitu $4,83 \times 10^{-2}$ terdapat pada variasi jarak 60 mm.

Kata kunci: CFD, *contra rotating propeller*, gaya dorong, *propeller*, UAV

Abstract

Propellers are widely used in unmanned aerial vehicle (UAV) propulsion systems. There are many variations of the *propeller* used in UAV. One type of *propeller* used is a *propeller* with a type of *contra rotating propeller*. This study focuses on analyzing the effect of the *propeller* distance that rotates in opposite direction to the resulting thrust. This study used 9x6 Electric APC *Propeller* with *Computational Fluid Dynamic* (CFD) method in conducting analysis. The analysis begins by comparing the results of the *single propeller* CFD test with experimental data in previous studies for validation. The results of the comparison of CFD test data and experiments show the suitability so that the research can be continued with CFD testing on the *contra rotating propeller*. Then *contra rotating propeller* testing was conducted with a rotation speed of 5000 rpm and axial speed of 12 m/s. *Propeller* distance variation was analyzed with 4 variations namely 20 mm, 40 mm, 60 mm, and 80 mm. The CFD test results show that the *contra rotating propeller* has a greater thrust than the *single propeller*. Then the results of the CFD simulation on the *contra rotating propeller* show that the largest thrust coefficient of $4,83 \times 10^{-2}$ is found at a distance variation of 60 mm.

Keywords: CFD, *contra rotating propeller*, *propeller*, thrust, UAV

I. PENDAHULUAN

Salah satu aspek dalam penerbangan yang mengalami perkembangan signifikan adalah pesawat tanpa awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) [1], [2]. Secara prinsip, pesawat tanpa awak merupakan pesawat udara yang dikendalikan jarak jauh oleh pilot atau sistem secara otomatis dengan menerapkan hukum aerodinamika [3]. Perkembangan yang terjadi pada pesawat tanpa awak terdapat pada beberapa bagian salah satunya adalah *propeller* [4].

Propeller merupakan baling-baling yang diputar oleh motor listrik yang dapat menghasilkan *thrust* atau gaya dorong pada saat pesawat melakukan terbang [5]. *Propeller* yang digunakan untuk pesawat tanpa awak

memiliki diameter yang relatif kecil, diantara diameter 6 sampai 22 inch [6]. *Propeller* yang digunakan juga bervariasi terhadap jumlah bilah *propeller* dan arah putarannya [7]. Beberapa pesawat tanpa awak menggunakan *propeller* dengan jenis *contra rotating propeller*. Kelebihan dari *propeller* jenis ini adalah gaya dorong yang besar dengan efek torsi yang ditimbulkan dapat dikurangi karena terdapat 2 *propeller* yang berputar saling berlawanan [8], [9].

Penelitian tentang pengaruh jarak *propeller* berukuran diameter 9 inch pada *contra rotating propeller* terbuka terhadap gaya dorong belum dilakukan. Penelitian ini akan menggunakan simulasi CFD untuk melakukan analisis numerik. Pada proses awal akan dibuat model

propeller dengan geometri pada data penelitian sebelumnya [10], [11]. Kemudian menentukan kondisi-kondisi batas yang diperlukan dan melakukan analisis dalam *software* berbasis CFD.

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh dari jarak antar *propeller* pada *contra rotating propeller* terhadap gaya dorong yang dihasilkan untuk sistem propulsi UAV. Hasil penelitian ini nanti dapat digunakan untuk berbagai misi penerbangan UAV. Penelitian ini juga bermanfaat untuk penggunaan UAV yang memerlukan gaya dorong yang sesuai dengan hasil penelitian ini.

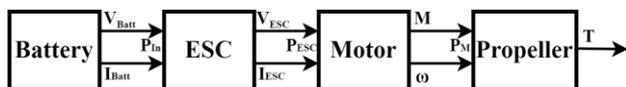
II. LANDASAN TEORI

A. Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau yang biasa disebut pesawat tanpa awak merupakan pesawat yang tidak membawa manusia yang mengoperasikannya dan dapat dioperasikan secara otomatis atau menggunakan *remote control* [7]. Pesawat tanpa awak memiliki banyak manfaat pada berbagai bidang, beberapa diantaranya yaitu pada bidang militer dan sipil [2]. Pada bidang militer, pesawat tanpa awak dapat digunakan untuk memantau daerah berbahaya dan meminimalisir resiko jatuhnya korban [12]. Pada bidang sipil penggunaan pesawat tanpa awak sangat luas, dapat digunakan untuk pemetaan udara, penyemprotan areal perkebunan dan masih banyak yang lainnya [13]. Pesawat tanpa awak memiliki beberapa jenis bentuk diantaranya bertipe *fixed wing* atau sayap tetap dan *multi rotor* yang dapat *take off* dan *landing* secara vertikal [7].

B. Sistem Propulsi UAV

Pesawat tanpa awak pada umumnya memiliki sistem propulsi yang ditenagai oleh motor elektrik yang memutar *propeller*. Sumber tenaga yang digunakan pada pesawat tanpa awak berasal dari baterai yang mengalirkan arus ke motor elektrik. Pada satu pesawat tanpa awak dapat memiliki lebih dari 1 motor elektrik untuk sistem propulsinya [7]. Urutan sistem propulsi ditunjukkan pada gambar 1.



Gambar 1. Sistem propulsi UAV [7]

Baterai adalah perangkat elektrokimia yang mengubah bahan kimia menjadi tenaga listrik. Ada beberapa jenis baterai yang digunakan untuk sistem propulsi UAV. Baterai Nickeladmium (NiCd) banyak digunakan pada tahun 1980-an dan 1990-an. Baterai Nikel metal hydride (NiMH) muncul secara singkat pada akhir 1990-an dan awal 2000-an. Namun, lithium-ion (Li-Ion) dan lithium-ion-polymer (Li- Po) adalah baterai yang banyak digunakan pada UAV saat ini [7]. Baterai Li-Po merupakan baterai yang terdiri dari bahan lithium dan elektrolit polimer padat. Merupakan jenis baterai yang relatif aman dari terbakar dan ketidakstabilan [14]. Spesifikasi tegangan baterai ditentukan oleh banyaknya

sel yang digunakan pada baterai dinyatakan dalam simbol “S”. Kapasitas baterai dinyatakan dalam mAh (*mili-Amp Hours*). Kemudian untuk spesifikasi debit keluaran maksimum arus baterai dinyatakan dalam “C” atau biasa disebut peringkat C. Sebagai contoh pada gambar 2, baterai Li-Po yang digunakan berkapasitas 2200 mAh 3 sel dengan tegangan 11,1 V dan peringkat C sebesar 30 C.



Gambar 2. Baterai lithium polymer

Electronic Speed Controller atau ESC adalah pengontrol kecepatan elektronik yang menjadi penghubung antara baterai dan motor. ESC bertanggung jawab untuk mengendalikan *output* daya dan kecepatan rotasi motor sebagai respons terhadap perintah *throttle operator*. ESC dapat mengubah arus listrik searah atau *direct current (DC)* dari baterai menjadi arus listrik bolak-balik atau *alternating current (AC)* 3 fase untuk menggerakkan *brushless motor* [15]. Bentuk fisik dari ESC ditunjukkan pada gambar 3. Bagian kabel berwarna merah dan hitam terhubung dengan baterai sementara 3 kabel berwarna hitam terhubung dengan *brushless motor*.

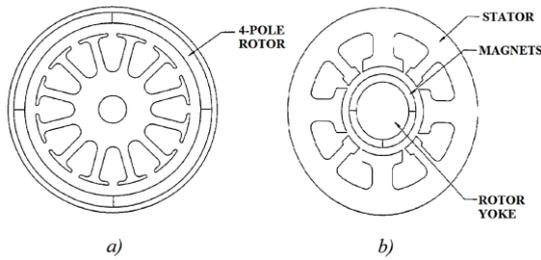


Gambar 3. *Electronic speed controller*

Brushless DC/BLDC motor merupakan motor elektrik arus yang tidak menggunakan *brush* atau sikat [16]. Motor BLDC pada dasarnya adalah motor AC magnet permanen dengan ESC yang digunakan untuk secara elektronik mengubah daya DC dari baterai menjadi listrik tiga fase [17]. BLDC *motor* beroperasi dengan menggunakan kumparan pembawa arus stasioner dan magnet permanen yang berputar.

Gambar 4 dan mengilustrasikan konfigurasi fisik motor BLDC *inner rotor* dan *outer rotor*. *Inner rotor* menempatkan magnet di tengah, dikelilingi oleh gulungan kumparan. *Outer rotor* menempatkan kumparan ditengah dan diselubungi oleh dari permanen magnet. Konfigurasi *outer rotor* lebih disukai daripada *inner rotor* dalam model penerbangan karena kebutuhan yang lebih

rendah energi magnet, mengurangi kerugian tembaga, mengurangi biaya produksi, dan inersia rotor yang lebih besar [16]. Gambar 5 merupakan contoh dari *brushless motor* dengan konfigurasi *outer rotor*.



Gambar 4. Konfigurasi motor BLDC: a) *Outer-rotor* BLDC motor, b) *Inner-rotor* BLDC motor [16]



Gambar 5. *Brushless DC motor*

Propeller merupakan sistem propulsi yang sering digunakan pada pesawat udara, baik digerakkan oleh mesin maupun motor elektrik. Bagian utama pada *propeller* adalah *hub* dan *blade*. Kedua bagian ini merupakan kesatuan yang apabila digabungkan menjadi sebuah *propeller*. *Blade* atau baling-baling memiliki dua bagian yaitu *face* dan *back*. *Back* adalah permukaan baling-baling yang terlihat dari sisi poros, sedangkan sisi sebaliknya disebut *face*. Bagian tepi dari daun *propeller* yang depan disebut sebagai *leading edge*, sedangkan sisi yang lain disebut *trailing edge* [18]. Bentuk fisik dari *propeller* ditunjukkan pada gambar 6.

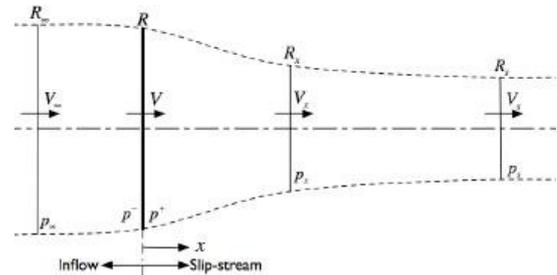


Gambar 6. *Propeller*

Momentum teori adalah *propeller* dimodelkan sebagai cakram yang terjadi perubahan tekanan secara instan, menghasilkan dorongan yang bekerja pada cakram (*propeller*). Gaya dorong, torsi dan daya yang dikirim

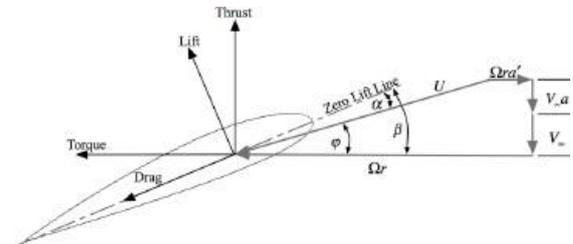
efek dari perubahan kecepatan fluida dalam *slipstream* yang menyelubungi putaran *propeller* [19].

Untuk arah aksial, pada gambar 7 ditunjukkan proses perubahan momentum sepanjang aliran pipa mulai dari hulu aliran, melewati *propeller*, dan kemudian bergerak menuju *slipstream* harus sama dengan gaya dorong yang dihasilkan oleh *propeller* [20].



Gambar 7. Momentum aliran *propeller* [20]

Gaya dan momen yang bekerja pada *blade* berasal dari sejumlah irisan independen direpresentasikan sebagai bentuk *airfoil 2D angle of attack* ke aliran fluida. Ilustrasi dari gaya yang bekerja pada *airfoil* ditunjukkan pada gambar 8. Gaya *lift* dan *drag* pada potongan *airfoil* harus sesuai dan kecepatan dalam fluida selama *propeller* bergerak tidak dihitung.



Gambar 8. Gaya aerodinamis pada *propeller* [20]

Karena diharuskan untuk mendapatkan *angle of attack* untuk menentukan gaya aerodinamis pada *blade element*, pertama kita harus menentukan sudut aliran masuk berdasarkan dua komponen vektor kecepatan lokal. Kecepatan terinduksi pada persamaan (1) dan (2) adalah fungsi dari gaya pada *blade propeller* [20].

$$\tan \varphi = \frac{V_{\infty}(1+a)}{\Omega r(1-a')} \tag{1}$$

$$U = \frac{V_{\infty}(1+a)}{\sin \varphi} \tag{2}$$

Dengan menggabungkan *momentum theory* dan *blade element theory* dapat dibuatkan permodelan performa dari *propeller* dengan bentuk *airfoil*, ukuran, dan distribusi *twist* diketahui. Analisa ini berdasarkan turunan fungsi dari gaya dorong *propeller*, dT, dan torsi, dQ, yang didapat dari *momentum theory* dan *blade element theory*, yang menjadikannya setara [20]. Gaya dorong dan torsi yang dihasilkan dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (3) dan (4).

$$dT = \frac{1}{2} B \rho U^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) c dr \quad (3)$$

$$dQ = \frac{1}{2} B \rho U^2 (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) c dr \quad (4)$$

Gerakan *propeller* di udara terdiri atas kecepatan sudut (Ω) dan kecepatan aksial (V). Reaksi aerodinamika pada bilah *propeller* pada kerapatan udara tertentu (ρ) 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). Untuk lebih mudahnya dalam menyatakan karakteristik sebuah *propeller* maka dibuatlah bentuk non-dimensi. Oleh karena itu, keadaan operasi didefinisikan oleh *advance-diameter ratio* yang dapat ditunjukkan dengan persamaan (5) [2]. Gaya dorong (T) kemudian didefinisikan pada persamaan (6) dalam koefisien gaya dorong (C_t) *propeller*. Torsi pada *propeller* diubah menjadi daya dengan persamaan (7) untuk dapat dihitung koefisien daya (C_p) *propeller* menggunakan persamaan (8). Kemudian efisiensi *propeller* dapat dihitung menggunakan persamaan (9). Untuk lebih mudahnya dalam menyatakan karakteristik sebuah *propeller* maka dibuatlah bentuk non-dimensi. Oleh karena itu, keadaan operasi didefinisikan oleh *advance-diameter ratio* [2].

$$J = \frac{V}{nD} \quad (5)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (6)$$

$$Power = Q 2\pi n r_{ps} \quad (7)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (8)$$

$$\eta = \frac{VT}{P} = J \frac{C_T}{C_p} \quad (9)$$

C. Contra Rotating Propeller

Contra rotating propeller adalah sistem propulsi dimana terdapat dua buah *propeller* yang saling berputar berlawanan arah dalam satu sumbu. Keuntungan *propeller* ini adalah agar energi rotasi *slipstream* yang bekerja pada *propeller* tidak hilang yang dibandingkan dengan *single propeller* [21]. *Contra rotating propeller* juga cocok digunakan pada UAV *fixed wing* dengan kategori MAV (*micro air vehicle*). *Contra rotating propeller* juga dapat saling meniadakan torsi sehingga UAV dapat lebih stabil [8]. Gambar 9 dan 10 menunjukkan bentuk dari *contra rotating propeller* dan pengaplikasiannya pada UAV.



Gambar 9. *Contra rotating propeller* [8]



Gambar 10. *Contra rotating propeller* pada UAV *fixed wing*

D. Mekanika Fluida

Simulasi CFD pada dasarnya melakukan proses perhitungan dan simulasi berdasarkan persamaan aliran fluida. Pada aliran fluida terdapat 3 persamaan yaitu persamaan kontinuitas atau kekekalan massa, persamaan momentum dan persamaan energi [22]. Pada kasus simulasi untuk *propeller* hanya digunakan 2 persamaan mekanika fluida, yaitu persamaan kekekalan massa dan persamaan kekekalan momentum [23]. Konsep dasar persamaan kontinuitas atau kekekalan massa adalah massa tidak dapat dibuat atau dihancurkan. Pada sebuah aliran fluida jumlah massa fluida yang masuk sama dengan jumlah massa yang keluar [22]. Persamaan kekekalan massa ditunjukkan pada persamaan (9)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (9)$$

Persamaan momentum atau persamaan Navier-Stokes merupakan persamaan turunan dari hukum kedua Newton $F=m \cdot a$. Persamaan ini menjelaskan kekekalan momentum yang terjadi di sepanjang aliran dan dapat berubah menjadi gaya. Persamaan momentum ini juga disebut sebagai persamaan Navier-Stokes karena persamaan ini pertama kali dicetuskan oleh ilmuwan Claude Louis Marie Navier dan Sir George Gabriel Stokes. Persamaan ini terdapat pada 3 koordinat kartesian aliran yang ditunjukkan pada persamaan (10), (11), dan (12) [23].

Sumbu X

$$\rho \left(\frac{\partial v_x}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_x}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_x}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_x}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left(\frac{\partial^2 v_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_x}{\partial z^2} \right) \quad (10)$$

Sumbu Y

$$\rho \left(\frac{\partial v_y}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_y}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_y}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_y}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \rho g_y + \mu \left(\frac{\partial^2 v_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_y}{\partial z^2} \right) \quad (11)$$

Sumbu Z

$$\rho \left(\frac{\partial v_z}{\partial t} + v_x \frac{\partial v_z}{\partial x} + v_y \frac{\partial v_z}{\partial y} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \rho g_z + \mu \left(\frac{\partial^2 v_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v_z}{\partial z^2} \right) \quad (12)$$

E. Model Turbulen

Dari segi jenis dan karakteristik aliran, ada aliran laminar, dan turbulen. Karakteristik aliran laminar dapat diselesaikan dengan persamaan kontinuitas dan momentum [24]. Kemudian terdapat karakteristik lain pada aliran fluida yaitu turbulen. Salah satu ciri utama aliran turbulen adalah tidak stabil. Sehingga perlu adanya pemilihan model turbulen yang tepat untuk melakukan simulasi. Model yang umum digunakan untuk simulasi adalah model Reynolds-Averaged Navier Stokes (RANS) [23]. Berikut ini merupakan model turbulen yang terdapat pada model turbulen RANS.

1. K-Epsilon (k-ε)

Merupakan model turbulen RANS yang cukup tua dan yang diajukan oleh Harlow Nakayama pada tahun 1968. Model ini memiliki kelebihan untuk menyelesaikan aliran yang jauh dari dinding. Akan tetapi model ini memiliki kekurangan dalam mendeteksi separasi aliran dekat dinding [22]. Persamaan untuk model k-epsilon terdapat pada persamaan 13 dan 14.

Persamaan energi kinetik turbulensi (k):

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{U}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} + = -\frac{\partial k}{\partial x_j} \left[\frac{(v+v_t)}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (13)$$

Persamaan Tingkat disipasi turbulensi (ε):

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \bar{U}_j \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} + = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{(v+v_t)}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (14)$$

2. K-Omega (k-ω)

Pada tahun 1988 ilmuwan bernama Wilcox mengajukan model turbulen untuk melengkapi model sebelumnya. Model ini memiliki kelebihan untuk bisa mendeteksi separasi dekat dinding. Akan tetapi model ini juga memiliki kelemahan sangat tergantung dengan nilai

input kondisi aliran bebas sehingga apabila saat salah menentukan kondisi awal, dapat membuat solusi tidak akurat [22]. Persamaan untuk model k-epsilon terdapat pada persamaan 15 dan 16.

Persamaan energi kinetik turbulensi (k):

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial k}{\partial x_j} + = -\frac{\partial k}{\partial x_j} \left[\left(V + \sigma^* \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \beta^x k \omega + \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \quad (15)$$

Persamaan tingkat disipasi turbulensi (ω):

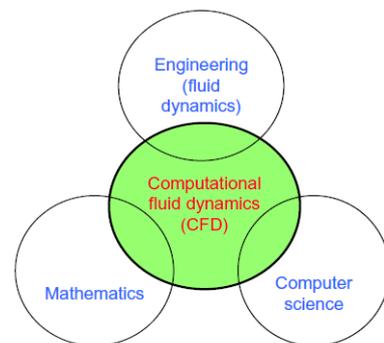
$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + = -\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(V + \sigma \frac{k}{\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] - \beta \omega^2 + \frac{\sigma_d}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + a \frac{\omega}{k} \tau_{ij} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \quad (16)$$

3. K-Omega SST

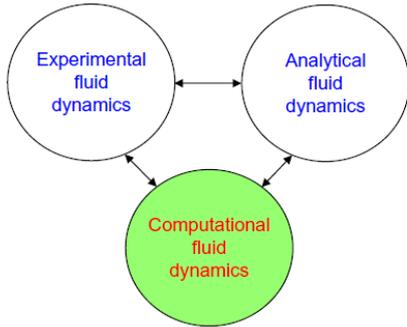
K-omega *Shear Stress Transport* merupakan model selanjutnya yang diajukan oleh Menter pada tahun 1993. Model ini memiliki menggabungkan kelebihan milik model K-Epsilon untuk memodelkan aliran yang jauh dari dinding dan K-Omega untuk mendeteksi separasi dekat dinding [22]. K-omega SST adalah model turbulen yang sesuai untuk diaplikasikan pada penelitian *propeller*, turbin angin, dan turbomachinery. Model turbulen ini merupakan transport dari persamaan k dan ω [25] [23].

F. Computational Fluid Dynamic

Computational fluid dynamic atau CFD adalah sistem analisis aliran fluida melalui simulasi numerik berbasis komputer untuk mencapai solusi numerik [26], [24]. CFD merupakan gabungan dari beberapa disiplin ilmu yaitu matematika, teknik (fluida dinamis), dan komputer seperti pada gambar 11. Dalam menyelesaikan perhitungan pada fluida dinamis, CFD merupakan salah satu metode yang digunakan untuk menyelesaikan perhitungan tersebut yang diilustrasikan pada gambar 12 [24].



Gambar 11. Disiplin ilmu yang terdapat pada *Computational Fluid Dynamic* [24]

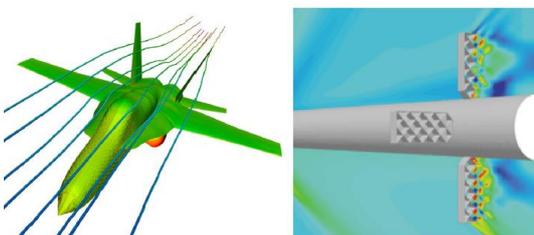


Gambar 12. Tiga pendekatan dasar dalam menyelesaikan perhitungan persamaan fluida [24]

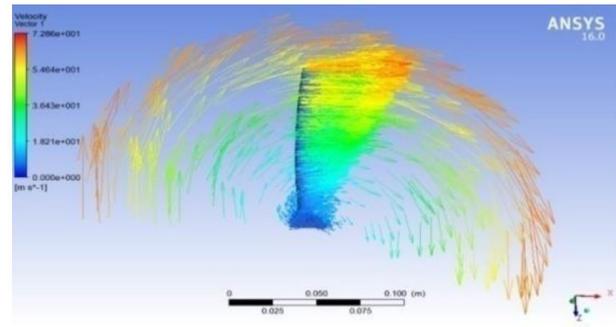
Ketiga metode tersebut memiliki keterkaitan erat dan tidak terpisahkan. Pada awalnya, metode eksperimen dan metode analitis digunakan untuk mempelajari aspek dalam fluida dinamis dan membantu *engineer* dalam melakukan desain. Kemunculan komputer pada masa sekarang membantu perhitungan secara komputasi (numerik) menjadi salah satu metode yang layak. CFD memiliki kelebihan yang sangat membantu di era modern seperti saat ini.

Kelebihan CFD yang pertama yaitu, pengembangan teoritis berfokus pada konstruksi dan solusi persamaan dan studi yang terkait dengan persamaan tersebut. Kedua, CFD membantu pendekatan eksperimental dan analitis dengan kelebihan biaya yang lebih efektif dalam mensimulasikan aliran udara nyata. Ketiga, CFD memiliki kemampuan untuk mensimulasikan kondisi aliran yang tidak dapat direproduksi dalam pengujian eksperimental yang ditemukan dalam dinamika fluida geofisika dan biologis, seperti situasi saat kecelakaan nuklir atau situasi yang terlalu besar atau terlalu jauh untuk disimulasikan secara eksperimental (misalnya tsunami Indonesia tahun 2004). Keempat, CFD dapat memberikan informasi yang lebih rinci, dapat divisualisasikan, dan komprehensif bila dibandingkan dengan analisis secara analitis dan eksperimental dalam fluida dinamis [24].

Dalam Industri penerbangan, CFD digunakan pada analisis aerodinamika seperti pada *wing* dan *propeller*. Gambar 13 menunjukkan simulasi aliran fluida pada pesawat jet F18 dan prediksi koefisien tekanan (*coefficient of pressure*) pada 10 derajat *angle of attack grid fins* pada sistem *missile* [24]. Gambar 14 menunjukkan visualisasi vektor kecepatan pada analisis bilah *propeller*.



Gambar 13. Contoh hasil CFD untuk pengaplikasian dalam penerbangan dan industri pertahanan [24]



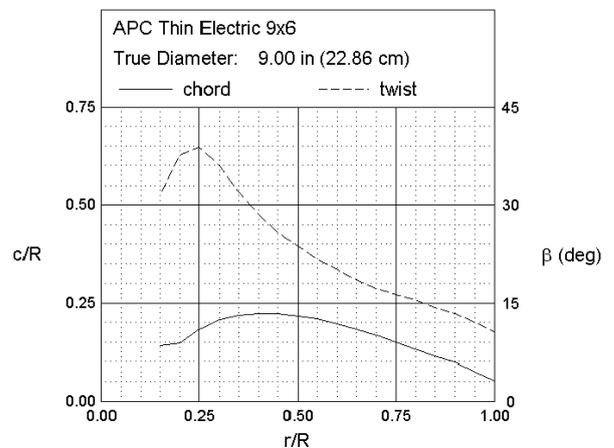
Gambar 14. Visualisasi vektor kecepatan pada bilah *propeller* [5]

Untuk menganalisis aliran fluida pada CFD di komputer diperlukan sebuah *software* yang di dalamnya terdapat kode CFD. Kode-kode ini biasanya disusun sebagai algoritma numerik yang kuat yang dapat mengatasi masalah aliran fluida. Hampir semua *software* CFD saat ini dilengkapi penerapan *graphical user interface* (GUI) atau tampilan antarmuka pengguna yang mudah untuk dioperasikan dalam memvisualisasikan hasil perhitungan [24].

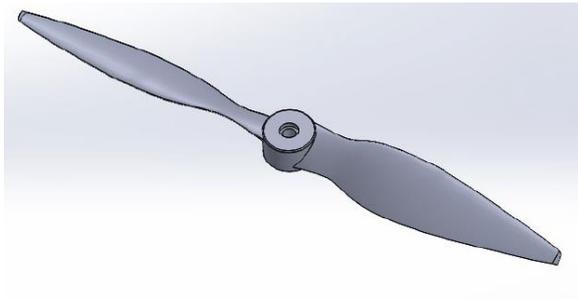
III. METODE PENELITIAN

A. Geometri dan Domain

Pembuatan model 3 dimensi *single propeller* berjenis APC elektrik 9x6 dilakukan sesuai dengan geometri pada jurnal UIUC. Gambar 15 menunjukkan diagram geometri *propeller*. Airfoil yang digunakan pada *propeller* APC elektrik 9x6 yaitu NACA 4412 (APC, 2021). Koordinat airfoil dimasukkan ke dalam *software* solidworks untuk pembuatan model 3 dimensi *propeller*. Gambar 16 merupakan gambar *propeller* yang sudah dibuat model 3 dimensinya.



Gambar 15. Geometri *propeller* APC 9x6



Gambar 16. *Propeller APC 9x6*

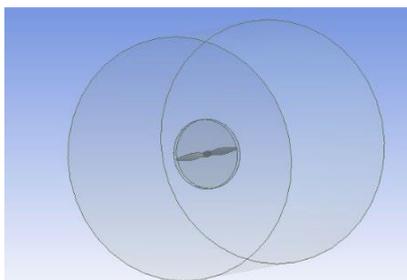
Langkah selanjutnya setelah pembuatan geometri adalah pembuatan domain fluida. Domain fluida ini adalah bagian yang melapisi geometri dan dapat didefinisikan sebagai cairan atau gas. Domain fluida yang dibuat berbentuk silinder dan memiliki sumbu pada sumbu Y. Dalam penelitian ini terdapat 2 domain fluida, yaitu domain yang menjadi fluida berputar dan fluida statis. Domain fluida berputar membuat *propeller* seakan-akan berputar dalam domain.

Tabel 1. Dimensi fluida berputar

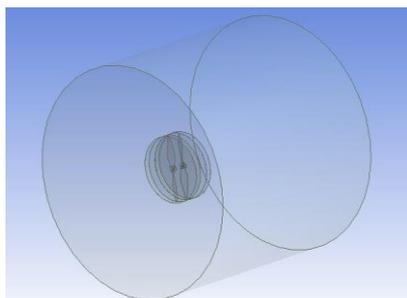
Lokasi	Dimensi
Depan	3 mm
Samping	3 mm
Belakang	3 mm

Tabel 2. Dimensi fluida statis

Lokasi	Dimensi
Depan	200 mm
Samping	300 mm
Belakang	500 mm



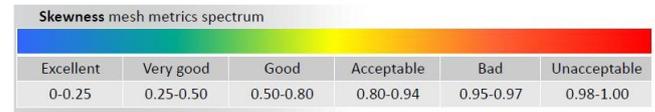
Gambar 17. Domain komputasi *single propeller*



Gambar 18. Domain komputasi *contra rotating propeller*

B. Mesh

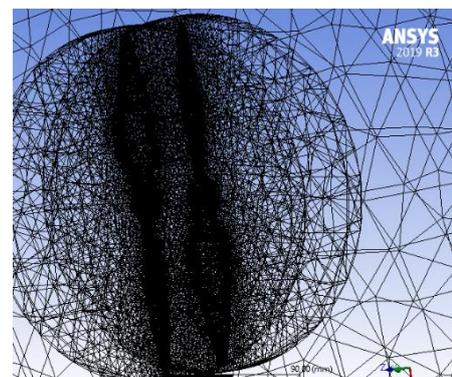
Pada proses simulasi *contra rotating propeller* dibuat menggunakan *mesh* dengan ukuran paling besar 40 mm. Parameter untuk kualitas *mesh* menggunakan metrik *skewness* yang ditunjukkan pada gambar 19. Tabel 3 menunjukkan jumlah nodal dan elemen serta kualitas *mesh* yang dihasilkan dari 4 variasi jarak *contra rotating propeller*. Sedangkan gambar 20 menunjukkan hasil pembentukan *mesh*.



Gambar 19. Parameter kualitas *mesh* [27]

Tabel 3. Hasil mesh 40 mm *contra rotating propeller*

Parameter	Variasi Jarak <i>Contra Rotating Propeller</i>			
	20 mm	40 mm	60 mm	80 mm
Nodal	205192	205759	205663	202913
Elemen	1098274	1101576	1101143	1086419
Kualitas Mesh				
Minimal	$5,5 \times 10^{-4}$	$7,85 \times 10^{-4}$	$7,01 \times 10^{-4}$	$1,94 \times 10^{-4}$
Maksimal	$7,76 \times 10^{-1}$	$7,76 \times 10^{-1}$	$7,48 \times 10^{-1}$	$7,48 \times 10^{-1}$
Rata-Rata	8×10^{-1}	$2,38 \times 10^{-1}$	$2,37 \times 10^{-1}$	$2,37 \times 10^{-1}$



Gambar 20. Hasil mesh *contra rotating propeller*

C. Kondisi Fisik Fluida

Kondisi fisik untuk simulasi *contra rotating propeller* terbagi menjadi 2 domain. Pada domain fluida berputar dibuat menjadi 2 jenis, bagian depan dan belakang. Bagian depan dan belakang domain berputar memiliki kecepatan putaran yang sama, akan tetapi dengan arah putaran yang berbeda. Domain berputar yang ditunjukkan pada tabel 4 dibuat berlawanan arah dengan memberi tanda negatif pada domain *propeller* bagian belakang. Kemudian pada domain statis yang ditunjukkan pada tabel 5 didefinisikan sebagai aliran udara saat terbang.

Tabel 4. Kondisi fisik fluida berputar

No.	Parameter	Keterangan
1.	Tipe Domain	Fluida
2.	Material	Udara
3.	Tekanan referensi	1 atm
4.	Pergerakan Domain	Berputar
5.	Kecepatan putaran <i>Propeller</i> Depan <i>Propeller</i> Belakang	5000 RPM -5000 RPM
6.	Sumbu putar	Y Axis
7.	Temperatur	25° C
8.	Model Turbulen	K-Omega SST

Tabel 5. Kondisi fisik fluida Statis

No.	Parameter	Keterangan
1.	Tipe Domain	Fluida
2.	Material	Udara
3.	Tekanan referensi	1 atm
4.	Pergerakan Domain	Statis
5.	Temperatur	25° C
6.	Model Turbulen	K-Omega SST

D. Kondisi Batas

Kondisi batas pada penelitian simulasi CFD perlu untuk ditentukan untuk mengetahui karakteristik benda dan fluida mendekati dengan keadaan sebenarnya. Kondisi batas yang ditentukan menjadi 3 yaitu, batas inlet atau masuknya aliran udara, outlet atau tempat keluarnya udara, dan lingkungan terbuka sekitar *propeller*. Untuk mengamati perbedaan gaya dorong yang terjadi pada setiap variasi jarak *propeller*, maka digunakan hanya 1 *advance diameter ratio* pada setiap variasi *contra rotating propeller*. Parameter yang digunakan pada kondisi batas ditunjukkan pada tabel 6, 7 dan 8.

Tabel 6. Kondisi batas inlet

No.	Parameter	Keterangan
1.	Tipe kondisi batas	Inlet
2.	Tipe kecepatan	Subsonic
3.	Momentum dan massa	Kecepatan normal
4.	Kondisi Kecepatan pada setiap variasi <i>contra rotating propeller</i>	12 m/s
5.	Intensitas turbulen	Medium 5 %

Tabel 7. Kondisi batas farfield

No.	Parameter	Keterangan
1.	Tipe kondisi batas	<i>Farfield</i>
2.	Tipe kecepatan	<i>Subsonic</i>
3.	Kondisi geser	Tanpa slip
4.	Momentum dan massa	Terbuka
5.	Tekanan relatif	0 Pa
6.	Intensitas turbulen	Medium 5 %

Tabel 8. Kondisi batas outlet

No.	Parameter	Keterangan
1.	Tipe kondisi batas	<i>Outlet</i>

2.	Spesifikasi tekanan	Tekanan total
3.	Pengukur tekanan	0 Pa
4.	Intensitas turbulen	Medium 5 %

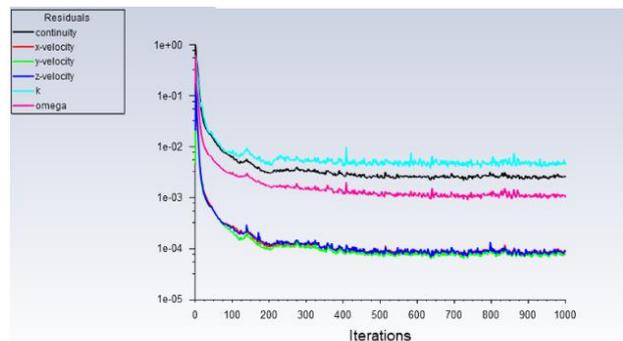
E. Solusi

Proses perhitungan solusi pada solver CFD diselesaikan dengan pendekatan solusi berulang atau *iterative procedure*. Kemudian pada tahap kontrol solusi memasukkan nilai yang dibutuhkan untuk penyelesaian solusi berulang yang sesuai. Tabel 9 menunjukkan kontrol solusi yang digunakan pada simulasi.

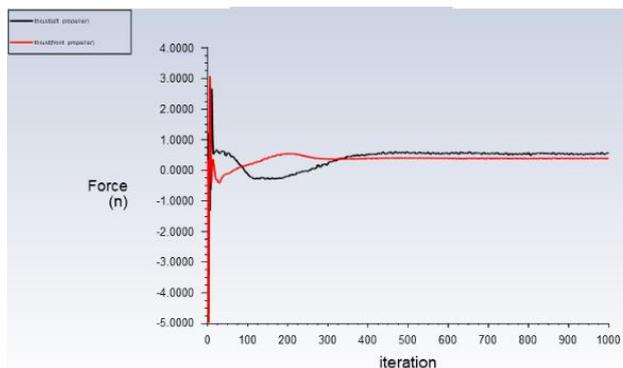
Tabel 9. Spesifikasi kontrol solusi

No.	Parameter	Keterangan
1.	Target Iterasi	1000
2.	Target Residual	
3.	Kontinuitas	10 ⁻³
4.	Kecepatan X	10 ⁻³
5.	Kecepatan Y	10 ⁻³
6.	Kecepatan Z	10 ⁻³
7.	K	10 ⁻³
8.	Omega	10 ⁻³

Pemantauan konvergensi sama dengan yang dilakukan pada *single propeller*. Akan tetapi pada saat pemantauan torsi dan gaya dorong garis pada grafik bertambah karena pemantauan dilakukan terhadap dua buah *propeller*.



Gambar 21. Pemantauan konvergensi pada residual



Gambar 22. Pemantauan konvergensi pada gaya dorong

IV. HASIL DAN PEMBAHASAN

Untuk dapat menghitung performa *propeller* dari hasil simulasi maka dibuat bentuk nondimensi *propeller*. Hasil

dari simulasi CFD menghasilkan nilai nilai gaya dorong dan torsi yang kemudian akan dilakukan perhitungan keadaan operasinya. Maka dari itu, keadaan operasi pada *propeller* didefinisikan oleh *advance-diameter ratio* dengan menggunakan persamaan (5). Untuk gaya dorong diubah dalam bentuk nondimensi menjadi koefisien gaya dorong dengan menggunakan persamaan (6). Kemudian torsi diubah menjadi daya dan dibuat dalam bentuk nondimensi dengan menggunakan persamaan (7) dan (8). Efisiensi dinyatakan pada persamaan (9).

A. Hasil Simulasi Single Propeller

Hasil simulasi *single propeller* digunakan untuk validasi dan menentukan jenis *mesh* yang akan digunakan untuk melakukan simulasi *contra rotating propeller*. Hasil simulasi dapat dilihat pada Tabel 10, Tabel 11, dan Tabel 12. kemudian untuk hasil perbandingan simulasi *single propeller* dengan 3 *mesh* yang berbeda ditunjukkan pada gambar 23, 25, dan 25.

Tabel 10. Hasil simulasi mesh 20 mm

Parameter	Single Propeller Mesh 20 mm			
J	0,42	0,52	0,58	0,63
Kecepatan (m/s)	8	10	11	12
Gaya Dorong (N)	1,4	1,06	0,88	0,70
Koefisien Gaya Dorong	0,06	0,045	0,037	0,03
Torsi (N.m)	-0,038	-0,033	-0,030	-0,026
Daya (Watt)	19,66	17,1	15,53	13,8
Koefisien Daya	0,044	0,039	0,035	0,031
Efisiensi	0,571	0,618	0,623	0,609

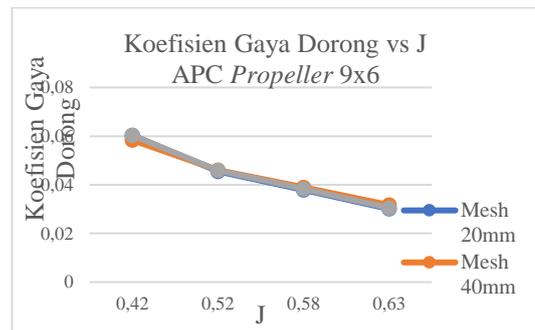
Tabel 11. Hasil simulasi mesh 40 mm

Parameter	Single Propeller Mesh 40 mm			
J	0,42	0,52	0,58	0,63
Kecepatan (m/s)	8	10	11	12
Gaya Dorong (N)	1,36	1,07	0,91	0,74
Koefisien Gaya Dorong	0,058	0,046	0,039	0,032
Torsi (N.m)	-0,037	-0,033	-0,031	-0,028
Daya (Watt)	19,37	17,42	16,08	14,50
Koefisien Daya	0,044	0,039	0,036	0,033
Efisiensi	0,560	0,614	0,619	0,610

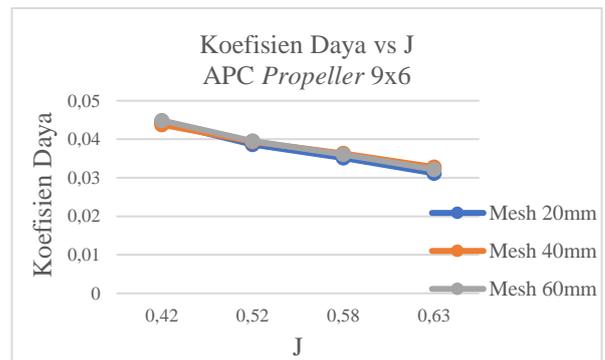
Tabel 12. Hasil simulasi mesh 60 mm

Parameter	Single Propeller Mesh 60 mm			
J	0,42	0,52	0,58	0,63
Kecepatan (m/s)	8	10	11	12
Gaya Dorong (N)	1,40	1,07	0,89	0,71
Koefisien Gaya Dorong	0,060	0,046	0,038	0,030
Torsi (N.m)	-0,038	-0,033	-0,031	-0,027

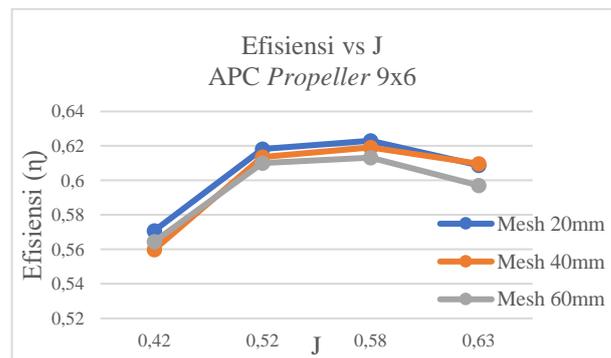
Daya (Watt)	19,86	17,49	15,97	14,23
Koefisien Daya	0,045	0,040	0,036	0,032
Efisiensi	0,565	0,610	0,613	0,597



Gambar 23. Hasil koefisien gaya dorong dengan *advance ratio*



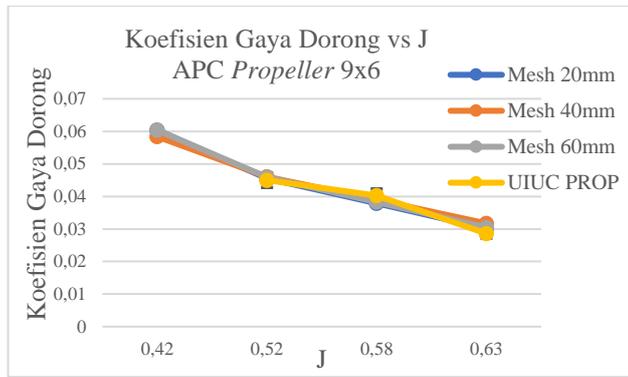
Gambar 24. Hasil koefisien daya dengan *advance ratio*



Gambar 25. Hasil efisiensi dengan *advance ratio*

B. Validasi

Grid Independence Study (GIS) dilakukan untuk menentukan *mesh* yang akan digunakan untuk menghubungkan setiap zona baling-baling. Untuk tujuan ini, beberapa simulasi dijalankan dengan mensimulasikan *single propeller* pada putaran 5000 RPM, $J = 0,42; 0,52; 0,58; 0,63$. *Mesh* 20 mm, 40 mm, dan 60 mm dibandingkan dengan data eksperimen. Hasil dari ketiga *mesh* cocok dengan hasil eksperimen. Kemudian dipilih satu *mesh* yang digunakan pada simulasi *contra rotating propeller*. *Mesh* yang digunakan adalah mesh 40 mm.



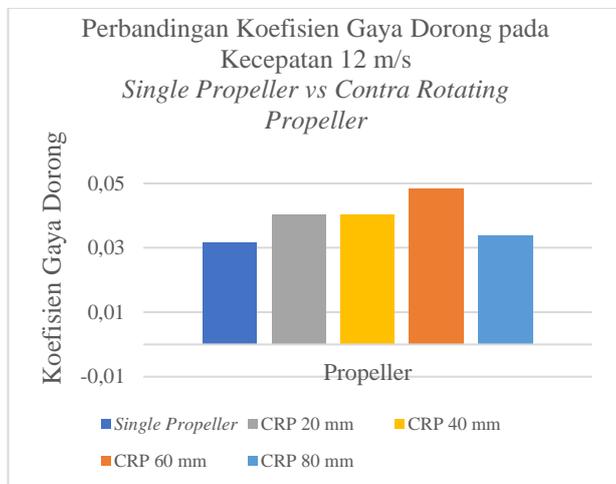
Gambar 26. Hasil validasi dengan data eksperimen

C. Hasil Simulasi Contra Rotating Propeller

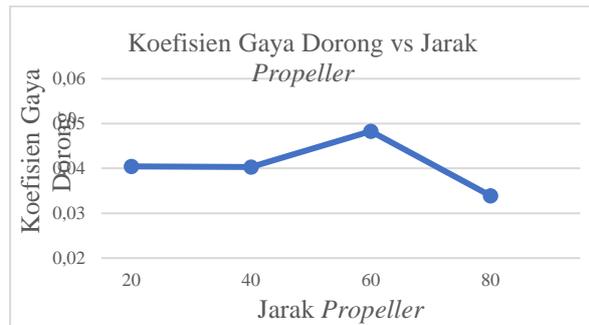
Setelah dilakukan validasi selanjutnya analisis contra rotating propeller dilakukan dengan CFD. Hasil simulasi ditunjukkan pada gambar 27, 28, 29, dan 30. Hasil simulasi menunjukkan disemua variasi jarak contra rotating propeller terjadi penambahan gaya dorong dibandingkan dengan single propeller menampilkan bahwa pada koefisien gaya dorong dan koefisien daya contra rotating propeller terbesar terjadi pada jarak propeller 60 mm.

Tabel 13. Hasil simulasi contra rotating propeller

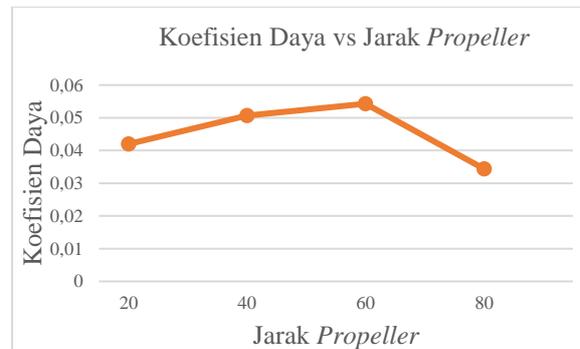
Parameter	Jarak Contra Rotating Propeller			
	20	40	60	80
J	20	40	60	80
Kecepatan (m/s)	12	12	12	12
Gaya Dorong (N)	0,939	0,935	1,121	0,787
Koefisien Gaya Dorong	0,040	0,046	0,048	0,034
Torsi (N.m)	-0,035	-0,043	-0,045	-0,029
Daya (Watt)	18,6	22,4	24,02	15,21
Koefisien Daya	0,042	0,050	0,054	0,034



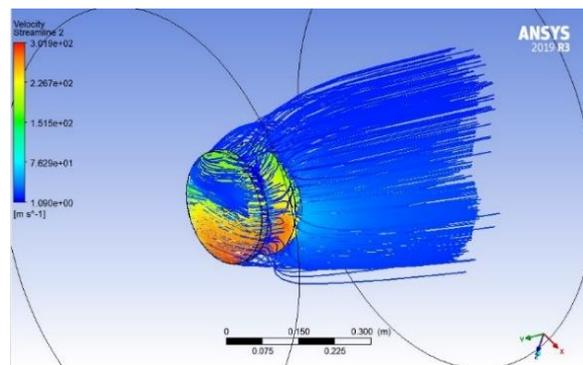
Gambar 27. Grafik perbandingan koefisien gaya dorong



Gambar 28. Perbandingan koefisien gaya dorong pada setiap variasi jarak contra rotating propeller



Gambar 29. Perbandingan koefisien daya pada setiap variasi jarak contra rotating propeller



Gambar 30. Aliran fluida contra rotating propeller

V. KESIMPULAN

Pengaruh jarak propeller APC 9x6 pada contra rotating propeller terhadap gaya dorong yang dihasilkan berdasarkan data yang didapat bahwa terjadi perbedaan koefisien gaya dorong pada setiap variasi jarak propeller dengan hasil yang diperoleh pada setiap variasi jarak yaitu pada jarak 20 mm koefisien gaya dorongnya $4,05 \times 10^{-2}$ jarak 40 mm koefisien gaya dorongnya $4,03 \times 10^{-2}$, jarak 60 koefisien gaya dorongnya $4,83 \times 10^{-2}$, dan jarak 80 mm memiliki koefisien gaya dorong $3,39 \times 10^{-2}$. Koefisien gaya dorong optimum yang dihasilkan terdapat pada variasi jarak propeller 60 mm.

Saran yang dapat berguna untuk penelitian selanjutnya tentang contra rotating propeller adalah pada penelitian selanjutnya perlu juga membuat variasi pada variabel kecepatan udara dan kecepatan putaran propeller untuk

mengetahui pengaruhnya pada *contra rotating propeller*. Kemudian dapat menggunakan data yang sama pada penelitian ini untuk pengujian *contra rotating propeller* secara eksperimen.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih diberikan kepada Tim Aeromodelling Politeknik Penerbangan Indonesia Curug yang telah mendukung dan mempercayakan pada kami untuk mengolah data dalam penelitian ini, sehingga penelitian ini dapat terlaksana dengan baik.

REFERENSI

- [1] M. Palik and M. Nagy, Brief history of UAV development, *Repüléstudományi Közlemények*, vol. 31, no. 1, 2019, pp. 155–166, doi: 10.32560/rk.2019.1.13.
- [2] S. B. Wibowo, R. Sumiharto, and R. M. Hujja, Desain pengembangan autopilot pesawat udara tanpa awak menggunakan AVR-Xmega sebagai perangkat OBDH, *J. Teknol.*, vol. 8, no. No.1, 2015, pp. 11–19.
- [3] H. S. Saroinsong *et al.*, Rancang bangun wahana pesawat tanpa awak (fixed wing) berbasis ardupilot, *J. Tek. Elektro dan Komput.*, vol. 7, no. 1, 2018, pp. 73–84, doi: 10.35793/jtek.7.1.2018.19195.
- [4] J. Matlock, S. Warwick, P. Sharikov, J. Richards, and A. Suleman, Evaluation of energy efficient propulsion technologies for unmanned aerial vehicles, *Trans. Can. Soc. Mech. Eng.*, vol. 43, no. 4, 2019, pp. 481–489, doi: 10.1139/tcsme-2018-0231.
- [5] A. Kurniawan, S. Tinggi, P. Indonesia, and C. Tangerang, Pengukuran dan analisis CFD performa propeller master airscrew G / F 3 9x6, vol. m, 2016, pp. 73–87.
- [6] R. W. Deters and M. S. Selig, Static testing of micro propellers, *Collect. Tech. Pap. - AIAA Appl. Aerodyn. Conf.*, no. August, 2008, doi: 10.2514/6.2008-6246.
- [7] J. Gundlach, Designing unmanned aircraft systems: A comprehensive approach, second edition, *Des. Unmanned Aircr. Syst. A Compr. Approach, Second Ed.*, 2014, doi: 10.2514/4.102615.
- [8] J. Mieloszyk, C. Galiński, and J. Piechna, Contra-rotating propeller for fixed wing MAV: Part 1, *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, vol. 85, no. 4, 2013, pp. 304–315, doi: 10.1108/AEAT-Jan-2012-0008.
- [9] R. S. McKay, M. J. Kingan, and R. Go, Experimental investigation of contra-rotating multi-rotor UAV propeller noise, *Acoust. 2019, Sound Decis. Mov. Forw. with Acoust. - Proc. Annu. Conf. Aust. Acoust. Soc.*, no. 1, 2020, pp. 1–10.
- [10] M. S. S. J.B. Brandt, R.w. Deters, G.K. Ananda, O.D. Dantsker, UIUC propeller database, 2015. <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html> (accessed May 15, 2021).
- [11] R. K. N. Suprpto and L. A. N. Wibawa, Desain dan analisis tegangan rangka alat simulasi pergerakan kendali terbang menggunakan metode elemen hingga, *J. Tek. Mesin ITI*, vol. 5, no. 1, 2021, p. 19, doi: 10.31543/jtm.v5i1.559.
- [12] Y. A. Nurkarim, Assllia Johar Latifah, and Sayekti Harits Suryawan, Drone UAV pemadam kebakaran otomatis, *Tek. Teknol. Inf. dan Multimed.*, vol. 1, no. 2, 2021, pp. 1–6, doi: 10.46764/teknimedia.v1i2.17.
- [13] S. Sugeng, R. A. Putra, R. F. Muslim, and Y. Septianto, Unmanned aerial vehicle (UAV) for mapping plantation area, *Telekontran J. Ilm. Telekomun. Kendali dan Elektron. Terap.*, vol. 7, no. 1, 2019, pp. 79–89, doi: 10.34010/telekontran.v7i1.1642.
- [14] Y. Li and C. Liu, Applications of multirotor drone technologies in construction management, *Int. J. Constr. Manag.*, vol. 19, no. 5, 2019, pp. 401–412, doi: 10.1080/15623599.2018.1452101.
- [15] A. Gong and D. Verstraete, Experimental testing of electronic speed controllers for UAVs, *53rd AIAA/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf. 2017*, 2017, pp. 1–10, doi: 10.2514/6.2017-4955.
- [16] D. L. Gabriel, J. Meyer, and F. Du Plessis, Brushless DC motor characterisation and selection for a fixed wing UAV, *IEEE AFRICON Conf.*, no. September, 2011, pp. 13–15, doi: 10.1109/AFRCON.2011.6072087.
- [17] A. Gong, R. Macneill, and D. Verstraete, Performance testing and modeling of a brushless dc motor, electronic speed controller and propeller for a small uav, *2018 Jt. Propuls. Conf.*, 2018, pp. 1–15, doi: 10.2514/6.2018-4584.
- [18] AST, *B17 Propeller Part 1 – Fundamentals & Construction*. Perth: Air Service Training (Engineering) Limited, 2013.
- [19] A. B. Phillips, S. R. Turnock, and M. Furlong, Evaluation of manoeuvring coefficients of a self-propelled ship using a blade element momentum propeller model coupled to a Reynolds averaged Navier Stokes flow solver, *Ocean Eng.*, vol. 36, no. 15–16, 2009, pp. 1217–1225, doi: 10.1016/j.oceaneng.2009.07.019.
- [20] M. K. Rwigema, Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection, *27th Congr. Int. Council. Aeronaut. Sci. 2010, ICAS 2010*, vol. 1, 2010, pp. 727–735.
- [21] K.-S. Min, B.-J. Chang, and H.-W. Seo, Study on the Contra-Rotating Propeller system design and full-scale performance prediction method, *Int. J. Nav. Archit. Ocean Eng.*, vol. 1, no. 1, 2009, pp. 29–38, doi: 10.2478/ijnaoe-2013-0004.
- [22] P. M. Gerhart, A. L. Gerhart, and J. I. Hochstein, *Fundamentals of Fluid Mechanics, 8th Edition*. 2016.
- [23] C. Xu, CFD Investigation into Propeller Spacing and Pitch Angle for a Ducted Twin Counter Rotating Propeller System, *Sch. Aerosp. Mech. Manuf. Eng. Coll. Sci. Eng. Heal. RMIT Univ.*, no. June, 2015.
- [24] J. Tu, G. H. Yeoh, and C. Liu, *Computational fluid dynamics: A practical approach*. 2018.
- [25] C. D. Argyropoulos and N. C. Markatos, Recent advances on the numerical modelling of turbulent flows, *Appl. Math. Model.*, vol. 39, no. 2, 2015, pp. 693–732, doi: 10.1016/j.apm.2014.07.001.
- [26] H. K. Versteeg, W. Malalasekera, G. Orsi, J. H. Ferziger, A. W. Date, and J. D. Anderson, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics-The Finite Volume Method*. 1995.
- [27] ANSYS, ANSYS fluent tutorial guide 18, *ANSYS Fluent Tutor. Guid. 18*, vol. 15317, no. April, 2018, pp. 724–746.