

TESIS

**KAJIAN EKSPERIMEN DAN SIMULASI *PROPELLER* PADA
PESAWAT NIRAWAK *UNMANNED AERIAL VEHICLE* (UAV)**

*Experimental and Simulation Studies of Propellers on Unmanned
Aerial Vehicles (UAV)*

MUHAMMAD SIDIK RIDWAN

D022212003



PROGRAM STUDI S2 TEKNIK MESIN

TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNIK

UNIVERSITAS HASANUDDIN

GOWA, 2024

LEMBAR PENGESAHAN

KAJIAN EKSPERIMEN DAN SIMULASI PROPELLER PADA PESAWAT NIRAWAK UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)

Disusun dan diajukan oleh

MUHAMMAD SIDIK RIDWAN

D022212003

Telah dipertahankan dihadapan Panitia Ujian yang dibentuk dalam rangka
Penyelesaian Studi Program Magister Program Studi Teknik Mesin

Fakultas Teknik

Universitas Hasanuddin

Pada tanggal 21 November 2024

Menyetujui
Komisi Penasehat,

Pembimbing Utama



Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T.

NIP. 195912201986011001

Pembimbing Pendamping



Dr. Eng. Andi Amijoyo Mochtar, ST., M.Sc

NIP. 197602162010121002

Dekan Fakultas Teknik
Universitas Hasanuddin



**Prof. Dr. Eng. Ir. Muhammad Isran
Ramli, S.T., M.T., IPM., ASEAN. Eng**

Nip. 197309262000121002

Ketua Program Studi
Magister Teknik Mesin



Dr. Eng. Novriany Amaliyah, S.T., M.T.

NIP. 197911122008122002

PERNYATAAN KEASLIAN TESIS DAN PELIMPAHAN HAK CIPTA

Yang bertanda tangan dibawah ini

Nama : Muhammad Sidik Ridwan

Nomor mahasiswa : D022212003

Program studi : S2 Teknik Mesin

Dengan ini menyatakan bahwa, tesis berjudul “KAJIAN EKSPERIMEN DAN SIMULASI PROPELLER PADA PESAWAT NIRAWAK UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)” adalah benar karya saya dengan arahan dari komisi pembimbing (Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, M.T dan Dr. Eng. Andi Amijoyo Mochtar, ST., M.Sc). Karya ilmiah ini belum diajukan dan sedang tidak diajukan dalam bentuk apapun kepada perguruan tinggi mana pun. Sumber informasi yang berasal atau dikutip dari karya yang diterbitkan maupun tidak diterbitkan dari penulis lain telah disebutkan dalam teks dan dicantumkan dalam Daftar Pustaka tesis ini. Sebagian dari tesis ini telah dipublikasikan di jurnal “*The International Conference on Research in Engineering Science Technology (IC-REST)*” sebagai artikel dengan judul “*Effect of Blade Twist Distance on Lift Coefficient Values at Several Angles of Attack*”

Dengan ini saya melimpahkan hak cipta dari karya tulis saya berupa tesis ini kepada Universitas Hasanuddin.



Gowa, 21 November 2024
Yang menyatakan

Muhammad Sidik Ridwan

KATA PENGANTAR

Puji syukur kami panjatkan kehadirat Tuhan Yang Maha Esa atas kasih, anugerah serta penyertaan-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan tesis ini tepat pada waktunya.

Penyusunan tesis ini penulis susun dalam rangka untuk menyelesaikan tesis yang merupakan salah satu persyaratan untuk menyelesaikan studi pada program magister di Departemen Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Hasanuddin.

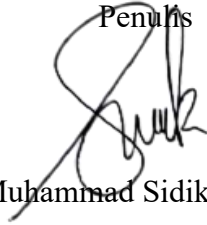
Terima kasih kami ucapkan kepada mereka yang telah memberikan bantuan baik materi maupun moral, sehingga berkat bantuannyalah setiap kendala yang kami alami dalam penyusunan tesis dapat terselesaikan. Untuk itu dengan segala rasa hormat, penulis ucapkan terima kasih kepada :

1. Prof. Dr. Ir. H. Nasaruddin Salam, MT, sebagai pembimbing utama dan Dr. Eng. Andi Amijoyo Mochtar, ST., M.Sc, sebagai pembimbing pendamping. Yang telah dengan penuh kesabaran dan ketulusan memberikan ilmu dan bimbingan terbaik kepada penulis.
2. Prof. Dr. Ir. Luther Sule, MT, Prof. Dr.Eng. Ir. Jalaluddin, ST., MT, Prof. Dr. Rustan Tarakka, ST., MT sebagai komisi tim penguji. Telah memberikan masukan dan saran sehingga penulis dapat menyelesaikan penelitian ini dengan baik.
3. Kedua orang tua, saudara-saudara, serta seluruh keluarga atas dorongan, bimbingan, nasehat, serta doa restu selama menjalani pendidikan.
4. Rektor universitas Hasanuddin dan Dekan Fakultas Teknik Universitas Hasanuddin yang telah memfasilitasi saya menempuh program magister serta para dosen dan rekan-rekan dalam tim penelitian.
5. Bapak Afrison atas segala bentuk bantuan yang telah diberikan dalam pengerjaan instalasi alat uji serta penggunaan fasilitas dan peralatan di Laboratorium Mekanika Fluida Departemen Teknik Mesin Universitas Hasanuddin.

6. Para karyawati program studi magister Teknik Mesin Universitas Hasanuddin yang telah membantu penulis dalam proses administrasi.
7. Kepada mahasiswa S1 dan S2 Teknik Mesin Universitas Hasanuddin, penulis ucapkan terima kasih atas bantuan yang telah dilakukan dari awal persiapan pembuatan instalasi alat penelitian hingga dengan selesainya alat instalasi penelitian tersebut.
8. Teman-teman yang telah memberikan dukungan, semangat dan doa yang tulus baik secara moril kepada penulis.

Penulis telah berusaha semaksimal mungkin agar tesis ini dapat terselesaikan dengan baik, namun keterbatasan dan kemampuan sehingga tesis ini tampil dengan segala kekurangannya. Oleh karena itu, penulis senantiasa membuka diri atas kritik dan saran yang bertujuan untuk menyempurnakan tesis ini. Akhir kata semoga tesis ini bermanfaat kedepannya, sekian dan terima kasih.

Penulis



Muhammad Sidik Ridwan

ABSTRAK

Muhammad Sidik Ridwan. *Kajian Eksperimen Dan Simulasi Propeller Pada Pesawat Nirawak Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* (dibimbing oleh Nasaruddin Salam dan Andi Amijoyo Mochtar,)

Perkembangan Unmanned Aerial Vehicles (UAV) dan Micro Aerial Vehicle (MAV) telah meningkat secara signifikan. Semakin banyak industri seperti sektor pertanian, pendidikan, komunikasi, dan energi semakin berani merambah pemanfaatan UAV untuk menjalankan berbagai pekerjaan. 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 dimana blade pada propeller tersebut berfungsi sebagai sayap yang menghasilkan gaya angkat secara optimal. Penelitian ini bertujuan untuk mengkaji secara Eksperimen Dan Simulasi Propeller Pada Pesawat Nirawak Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Pada objek penelitian dilakukan pada propeller dengan diameter 300 mm dan variasi blade twist dengan jarak yaitu 10, 20 dan 30 mm dan dilakukan pengujian pada sudut serang 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° dan 90° dengan kecepatan aliran masing-masing 8 m/s, 10 m/s, 12 m/s, 14 m/s, 16 m/s, 18 m/s dan 20 m/s. Pada penelitian ini dilakukan di laboratorium robotika dan pengujian secara eksperimental dengan menggunakan Subsonic Wind tunnel yang tersedia di laboratorium mekanika fluida dan menggunakan software ANSYS Fluent untuk simulasi. Hasil penelitian menunjukkan bahwa variasi jarak blade twist dapat meningkatkan koefisien lift dan meningkatkan gaya thrust sehingga meningkatkan performa propeller pada pesawat nirawak unmanned aerial vehicle (UAV). Nilai koefisien lift dan gaya thrust tertinggi dihasilkan pada jarak blade twist 30 mm dengan nilai $C_L = 4.235$ dan gaya thrust yang dihasilkan $T = 29.173 \text{ N}$ namun perubahan jarak blade twist ini juga meningkatkan nilai koefisien drag $C_D = 0.995$.

Kata kunci: UAV, propeller, blade twist, koefisien lift, koefisien drag, gaya thrust

ABSTRACT

Muhammad Sidik Ridwan. *Experimental and Simulation Study of Propellers on Unmanned Aerial Vehicles (UAV)* (dibimbing oleh Nasaruddin Salam dan Andi Amijoyo Mochtar)

The development of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) and Micro Aerial Vehicles (MAV) has increased significantly. More and more industries such as the agriculture, education, communication, and energy sectors are venturing into the utilization of UAVs to carry out various jobs. Almost every aspect of aircraft performance, such as long-range flight, maximum payload, and endurance in propeller-driven aircraft, is directly affected by the efficiency and performance of the propeller where the blades on the propeller function as wings that generate optimal lift. This research aims to study experimentally and simulate the propeller on Unmanned Aerial Vehicle (UAV). The object of the research was carried out on a propeller with a diameter of 300 mm and blade twist variations with distances of 10, 20 and 30 mm and tested at angles of attack of 0° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° and 90° with flow velocities of 8 m / s, 10 m / s, 12 m / s, 14 m / s, 16 m / s, 18 m / s and 20 m / s respectively. This research was conducted in the robotic laboratory and experimental testing using the Subsonic Wind tunnel available in the fluid mechanics laboratory and using ANSYS Fluent software for simulation. The results showed that variations in blade twist distance can increase the lift coefficient and increase the thrust force thereby improving the performance of the propeller on an unmanned aerial vehicle (UAV). The highest lift coefficient and thrust force values are generated at a blade twist distance of 30 mm with a value of $C_L = 4.235$ and the resulting thrust force $T = 29.173 \text{ N}$ but the change in blade twist distance also increases the drag coefficient value $C_D = 0.995$.

Kata kunci: UAV, propeller, blade twist, koefisien lift, koefisien drag, thrust

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN	i
PERNYATAAN KEASLIAN TESIS DAN PELIMPAHAN HAK CIPTA	ii
KATA PENGANTAR.....	iii
ABSTRAK	v
ABSTRACT	vi
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	x
DAFTAR TABEL.....	xiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Batasan Masalah.....	3
1.4 Tujuan Penelitian.....	3
1.5 Manfaat Penelitian.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Drone	5
2.2 Jenis – Jenis Drone	5
2.2.1 Jenis <i>Fixed Wing</i>	6
2.2.2 Jenis <i>Rotary Wing</i>	6
2.3 <i>Quadcopter</i>	7
2.4 Konsep Dasar <i>Quadcopter</i>	7
2.5 Persamaan Matriks Drone Untuk 4 Motor	8
2.6 Prinsip Kerja <i>Quadcopter</i>	9
2.6.1 <i>Thrust/hovering</i>	10

2.6.2	<i>Pitching</i>	10
2.6.3	<i>Rolling</i>	11
2.6.4	<i>Yawing</i>	11
2.7	Baling – baling (Propeller)	12
2.7.1	Diamater dan <i>pitch</i>	12
2.7.2	Jumlah bilah	13
2.7.3	Arah putar.....	13
2.8	<i>Blade Twist</i>	13
2.9	<i>Airfoil</i>	14
2.10	Dinamika Aliran.....	15
2.10.1	Lapisan Batas	16
2.10.2	Separasi Aliran	17
2.11	Gaya dorong (thrust).....	18
2.12	Gaya Angkat (Gaya Lift)	19
2.13	Gaya Tahanan (Gaya Drag)	20
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....		21
3.1	Waktu dan Tempat Penelitian	21
3.2	Objek Penelitian	21
3.3	Pendekatan Komputasi	23
3.4	Pendekatan Eksperimen.....	27
3.5	Diagram Alir Penelitian.....	30
BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN.....		31
4.1	Analisis Data Penelitian	31
4.2	Karakteristik Aliran	32
4.2.1	Karakteristik Aliran Pada Model 1	32

4.2.2	Karakteristik Aliran Pada Model 1 Terhadap Perubahan Sudut Serang	34
4.3	Koefisien <i>Drag</i>	37
4.3.1	Pendekatan Komputasi.....	37
4.3.2	Pendekatan Eksperimental	44
4.3.3	Perbandingan Nilai Coefisien <i>Drag</i> (<i>CD</i>) Dengan Pendekatan Komputasi dan Pendekatan Eksperimen.....	52
4.4	Koefisien <i>Lift</i>	54
4.5	Gaya <i>Thrust</i>	62
4.6	Pembahasan	62
4.6.1	Hubungan Koefisien Lift, koefisien Drag dan Gaya thrust.....	63
BAB V PENUTUP.....		65
5.1	KESIMPULAN	65
5.2	SARAN.....	66
DAFTAR PUSTAKA		67
LAMPIRAN.....		69

DAFTAR GAMBAR

Gambar 1 <i>Drone fixed wing</i>	6
Gambar 2 <i>Drone rotary wing</i>	6
Gambar 3 Prinsip Kerja <i>Quadcopter</i>	8
Gambar 4 Putaran motor ketika <i>hovering</i>	10
Gambar 5 Putaran motor ketika <i>pitching</i>	11
Gambar 6 Putaran motor ketika <i>rolling</i>	11
Gambar 7 Putaran motor ketika <i>yawing</i>	12
Gambar 8 Baling – baling (propeller)	12
Gambar 9 <i>Blade Twist</i>	14
Gambar 10 gaya <i>lift</i> yang dihasilkan oleh <i>propeller</i>	15
Gambar 11 Karakteristik dari lapisan batas pada pelat datar (Munson, 2002)	16
Gambar 12 Separasi aliran pada benda tegak (Yunus A. cengel, 2006).....	18
Gambar 13 Dimensi dan Model <i>Propeller 1</i>	21
Gambar 14 Dimensi dan Model <i>Propeller 2</i>	22
Gambar 15 Dimensi dan Model <i>Propeller 3</i>	22
Gambar 16 Domain Komputasi	23
Gambar 17 Type <i>Meshing</i> Pada <i>Propeller</i>	24
Gambar 18 <i>Wind Tunnel</i>	27
Gambar 19 Skema Pengujian.....	28
Gambar 20 Diagram Alir Penelitian.....	30
Gambar 21 Kecepatan 8 m/s	32
Gambar 22 Kecepatan 10 m/s	32
Gambar 23 Kecepatan 12 m/s	32
Gambar 24 Kecepatan 14 m/s	33
Gambar 25 Kecepatan 16 m/s	33
Gambar 26 Kecepatan 18 m/s	33
Gambar 27 Kecepatan 20 m/s	34
Gambar 28 Sudut serang 0 Derajat	34
Gambar 29 Sudut Serang 15 derajat.....	35
Gambar 30 Sudut serang 30 derajat	35

Gambar 31 Sudut serang 45 derajat	35
Gambar 32 Sudut serang 60 derajat	36
Gambar 33 Sudut serang 75 derajat	36
Gambar 34 Sudut serang 90 derajat	36
Gambar 35 Hubungan <i>drag</i> tahanan terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 0 Derajat.....	38
Gambar 36 Hubungan <i>drag</i> tahanan terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 15 Derajat.....	39
Gambar 37 Hubungan <i>koefisien drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 30 Derajat.....	40
Gambar 38 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 45 Derajat.....	41
Gambar 39 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 60 Derajat.....	42
Gambar 40 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 75 Derajat.....	43
Gambar 41 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 90 Derajat.....	44
Gambar 42 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 0 Derajat.....	45
Gambar 43 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 15 Derajat.....	46
Gambar 44 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 30 Derajat.....	47
Gambar 45 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 45 Derajat.....	48
Gambar 46 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 60 Derajat.....	49
Gambar 47 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 75 Derajat.....	50

Gambar 48 Hubungan koefisien <i>drag</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 90 Derajat.....	51
Gambar 49 Perbandingan Nilai Coefisien <i>Drag (CD)</i> Antara Pendekatan Komputasi dan Pendekatan Eksperimen pada Model 1	52
Gambar 50 Perbandingan Nilai Coefisien <i>Drag (CD)</i> Antara Pendekatan Komputasi dan Pendekatan Eksperimen pada Model 2	53
Gambar 51 Perbandingan Nilai Coefisien <i>Drag (CD)</i> Antara Pendekatan Komputasi dan Pendekatan Eksperimen pada Model 3	54
Gambar 52 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 0 Derajat.....	55
Gambar 53 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 15 Derajat.....	56
Gambar 54 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 30 Derajat.....	57
Gambar 55 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 45 Derajat.....	58
Gambar 56 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 60 Derajat.....	59
Gambar 57 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 75 Derajat.....	60
Gambar 58 Hubungan koefisien <i>lift</i> terhadap kecepatan Pada Sudut Serang 90 Derajat.....	61
Gambar 59 Hubungan gaya <i>thrust</i> terhadap kecepatan putaran <i>propeller</i>	62

DAFTAR TABEL

Tabel 1 Kondisi batas model uji.....	25
Tabel 2 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 0 derajat	37
Tabel 3 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 15 derajat	38
Tabel 4 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 30 derajat	39
Tabel 5 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 45 derajat	40
Tabel 6 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 60 derajat	41
Tabel 7 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 75 derajat	42
Tabel 8 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 90 derajat	43
Tabel 9 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 0 derajat	45
Tabel 10 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 15 derajat	46
Tabel 11 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 30 derajat.....	47
Tabel 12 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 45 derajat	48
Tabel 13 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 60 derajat	49
Tabel 14 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 75 derajat	50
Tabel 15 Nilai koefisien <i>drag</i> pada model uji dengan sudut serang 90 derajat	51
Tabel 16 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 0 derajat	55
Tabel 17 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 15 derajat	56
Tabel 18 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 30 derajat	57
Tabel 19 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 45 derajat	58
Tabel 20 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 60 derajat	59
Tabel 21 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 75 derajat	60
Tabel 22 Nilai koefisien <i>lift</i> pada model uji dengan sudut serang 90 derajat	61
Tabel A 1	69
Tabel A 2 Nilai gaya drag (F_D) blade terhadap perubahan sudut untuk pendekatan eksperimen	70
Tabel A 3 Nilai gaya drag (F_D) blade terhadap perubahan sudut untuk pendekatan komputasi	71
Tabel A 4 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 0 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	72

Tabel A 5 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 15 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	73
Tabel A 6 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 30 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	74
Tabel A 7 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 45 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	75
Tabel A 8 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 60 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	76
Tabel A 9 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 75 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	77
Tabel A 10 Perbandingan nilai koefisien <i>drag</i> pada sudut serang 90 derajat untuk pendekatan eksperimen dan simulasi	78
Tabel A 11 Sifat fisis Udara.....	79

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Perkembangan *Unmanned Aerial Vehicles* (UAV) dan *Micro Aerial Vehicle* (MAV) untuk aplikasi sipil dan militer telah meningkat secara signifikan. Semakin banyak industri seperti sektor pertanian, pendidikan, komunikasi, dan energi semakin berani merambah pemanfaatan UAV untuk menjalankan berbagai pekerjaan. Pesawat udara Nir Awak (PUNA) atau yang dikenal dengan (UAV) merupakan kendaraan udara tanpa awak (pilot pengendali) didalamnya. Karena tidak memiliki awak, UAV harus dikendalikan dari jarak jauh menggunakan remote control dari luar kendaraan atau biasa disebut *Remotely Piloted Vehicle* (RPV). Selain itu, UAV juga dapat bergerak secara otomatis berdasarkan program yang sudah ditanamkan pada sistem komputernya. (Jatmiko et al., 2012) (UAV) terdiri atas dua jenis, yakni tipe *Fixed-wing* dan *Multi rotary wing*. (Ilhami Miftah, 2015) Mayoritas digerakkan oleh motor listrik dan berpendorong *propeller*. (Oeckel et al., n.d.)

Popularitas (UAV) yang memungkinkan membantu pekerjaan dan lebih cepat jika dibandingkan dengan metode tradisional sehingga diharapkan membutuhkan lebih banyak kekuatan dan geometri baling-baling yang berbeda untuk memberikan kapasitas muatan yang lebih tinggi. 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*. (Rizki Rizaldi et al., 2021; Nurhakim et al.,) Karena *propeller* satu-satunya sumber penggerak untuk (UAV), kinerja aerodinamis *propeller* ini secara signifikan mempengaruhi kinerja seluruh (UAV). (Akkoyun et al., 2018; Anemaat et al., 2017)

Pada *propeller*, ukuran dan pitch (UAV) adalah parameter penting untuk mendapatkan kapasitas angkat yang tepat untuk *Vertical Take-off and Landing* (VTOL). (Brandt & Selig, 2011; Dahal et al., 2021; MacNeill et al., 2017; Wall, 2012) *Propeller* pada (UAV) 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. (Aref et al., 2018) 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 (UAV) 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. (Agus Wibowo, 2022) Pada umumnya gaya angkat pada *blade propeller* akan lebih besar dari gaya hambatnya. Meskipun (UAV) sedang dikembangkan dan digunakan di banyak industri, perlu menggunakan analisis aerodinamis yang ketat untuk meningkatkan efisiensi dan kinerja (UAV).

Desain *blade propeller* dikategorikan menjadi konvensional dan nonkonvensional. Desain konvensional *propeller* difokuskan pada pemilihan *airfoil*, chord dari *airfoil*, sudut *blade*, *blade twist*, diameter, dan ketebalan *blade*, Desain *propeller* yang tidak konvensional *ducted*, bergerigi, tuberkulum, atau baling-baling adaptif, Desain *blade propeller* telah membuktikan peningkatannya pada bentuk *airfoil*, panjang chord, sudut puntiran, dan sudut serang *blade* melalui berbagai metode Optimasi. (Ning et al., 2017) (Abdullah & Dol, 2020) (Dimchev, 2012) Kinerja aerodinamika *airfoil* ditentukan oleh gaya hambat, gaya angkat, sudut *stall*, ukuran, bahan, dan desain efek akhir. (Higgins et al., 2022; Sapto & Noviandi, 2021; Tracy et al., 2011; Yilmaz et al., 2015; Zhu et al., 2020)

Sampai saat ini, pembahasan mengenai desain *propeller* terbaik untuk performa aerodinamika yang optimal menjadi topik yang paling banyak diperdebatkan di kalangan peneliti. Dari perspektif desain, parameter bentuk *airfoil*, jumlah sudu, sudut sudu, dan sudut puntir penting untuk diperhatikan yang mempengaruhi bentuk *propeller* dan karakteristik aerodinamis. Dengan kemajuan teknologi saat ini, banyak desain *propeller* yang dapat diuji tanpa melakukan metode eksperimen yang membutuhkan banyak peralatan mahal seperti terowongan angin, sehingga memakan waktu dan biaya. Teknik baru

Computational Fluid Dynamic (CFD) telah menjadi alat terbaik untuk digunakan dalam menganalisis karakteristik aerodinamika terutama pada tahap desain awal baling-baling karena hasilnya dapat diandalkan. (Faris et al., 2021)

Berdasarkan penilitan sebelumnya pada uraian latar belakang diatas, peneliti tertarik untuk melakukan penelitian “Kajian Eksperimen Dan Simulasi *Propeller* Pada Pesawat Nirawak *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)” dengan memanfaatkan beberapa variasi bentuk dan jarak *blade twist* pada *propeller* untuk mendapatkan gaya angkat serta performa yang lebih optimal.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, maka peneliti dapat merumuskan masalah adalah sebagai berikut:

1. Bagaimana pengaruh variasi jarak *blade twist propeller* terhadap performa *quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?
2. Bagaimana pengaruh sudut serang terhadap nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift* pada *propeller quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?
3. Bagaimana pengaruh variasi jarak efek *twist propeller* terhadap gaya *thrust* yang dihasilkan *quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?

1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam penelitian tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Menggunakan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) jenis *quadcopter*
2. Material yang digunakan pada *propeller* menggunakan *polycarbonate*.
3. Menggunakan *propeller* standar dengan variasi jarak pada *blade twist*.

1.4 Tujuan Penelitian

1. Mengkaji pengaruh variasi jarak *blade twist* pada *propeller* terhadap performa *quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?

2. Menganalisis nilai koefisien *lift* dan koefisien *drag* terhadap variasi sudut serang *blade* pada *propeller quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?
3. Menganalisis pengaruh variasi jarak *blade twist* pada *propeller* terhadap gaya *thrust* yang dihasilkan *quadcopter Unmanned Aerial Vehicle* (UAV)?

1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat yang diharapkan penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Bagi mahasiswa
Dapat memberikan gambaran kepada mahasiswa mengenai bentuk *propeller* yang optimal pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).
2. Bagi Universitas
Dapat dijadikan sebagai referensi untuk penelitian dan pengembangan model *propeller* yang akan datang dan juga dalam pembuatan dan penyusunan tugas akhir.
3. Bagi industri
Sebagai referensi untuk mengembangkan model *propeller* yang aerodinamis dan efisien pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Drone

Penelitian tentang drone telah dilakukan oleh banyak peneliti antara lain Agallocha (2020), Raydina (2019), Saroinsong dkk (2018), dan Dewantara (2018). Definisi drone menurut Maulana (2018) bahwa “Drone adalah salah satu jenis wahana tanpa awak yang memiliki empat motor yang di lengkapi dengan empat *propeller* pada masing-masing motornya yang digunakan untuk terbang dan bermanuver.” Selain itu, Saputra (2020) menyatakan bahwa “Drone merupakan pesawat tanpa pilot. Pesawat ini dikendalikan secara otomatis melalui program komputer yang dirancang, atau melalui kendali jarak jauh dari pilot yang terdapat di dataran atau di kendaraan lainnya.”

Dari pendapat-pendapat di atas dapat disimpulkan bahwa drone merupakan sebuah sistem elektronik yang dapat dikendalikan secara manual dari jarak jauh maupun secara otomatis melalui program komputer dengan parameter-parameter yang telah ditentukan sebelumnya.

2.2 Jenis – Jenis Drone

Berdasarkan jenisnya, terdapat dua jenis *drone*, yaitu *multicopter* dan *fixed wing*. *Fixed Wing* memiliki bentuk seperti pesawat terbang biasa yang dilengkapi sistem sayap seperti pada gambar 1. Tipe *fixed-wing* memerlukan desain aerodinamika pada sayap dan badannya sehingga perancangannya cukup rumit. Multicopter yaitu jenis drone yang memanfaatkan putaran baling-baling untuk terbang seperti pada gambar 2. *Multicopter* dibagi menjadi dua yaitu *single-rotor* dan *multi-rotor*. Tipe *single-rotor* berbentuk seperti helikopter menggunakan baling-baling tunggal, sedangkan *multi-rotor* menggunakan 3 sampai 8 baling-baling.

2.2.1 Jenis *Fixed Wing*

Fixed wing merupakan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang memiliki bentuk sayap yang sudah tetap dan merupakan komponen gerak dari pesawat tersebut.



Gambar 1 *Drone fixed wing*

2.2.2 Jenis *Rotary Wing*

Rotary Wing merupakan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang menggunakan baling – baling (rotor) sebagai penggerak dan gaya angkat sehingga *drone* dapat terbang dan berfungsi.



Gambar 2 *Drone rotary wing*

2.3 *Quadcopter*

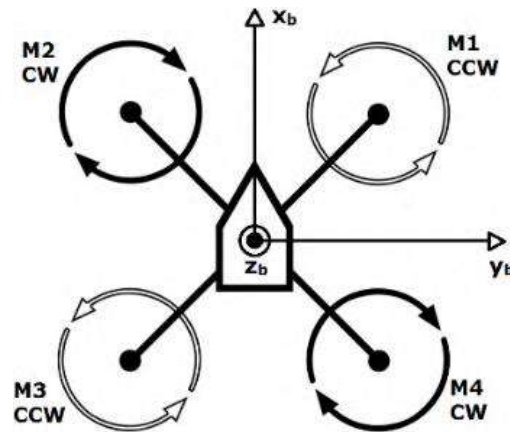
Quadcopter masuk dalam jenis *rotary wing* yang dimana merupakan salah satu jenis pesawat yang dimasukkan ke dalam kategori *drone* atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Sebuah *quadcopter* memakai *Ground Control Sistem* (GCS), sistem inilah yang mengatur segala perintah *quadcopter* dengan memanfaatkan sinyal radio 2,4 GHz bahkan satelit yang terhubung ke *quadcopter*. Selain itu juga dapat bergerak secara autonomous berdasarkan program yang telah ditanam pada sistem kontrol itu sendiri. *Quadcopter* mempunyai empat buah motor dan *propeller* sebagai penggerak yang berputar searah jarum jam dan berlawanan arah jarum jam.

Quadcopter atau *quadrotors helicopter* adalah jenis *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) yang bermanuver terbang dan medaratnya secara *vertical* atau biasa disebut *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL). Ciri – ciri dari *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) jenis ini memiliki badan inti di tengah dan empat buah lengan yang sama panjang terhadap pusat massanya. Empat buah rotor yang dilengkapi dengan *propeller* dipasang pada ujung lengan – lengann untuk menghasilkan gaya dorong yang digunakan sebagai gaya angkat. *Quadcopter* menggunakan *variable gaya thrust* untuk mendapatkan gaya lift berdasarkan keempat rotornya untuk bergerak naik, turun, dan berbagai arah.

2.4 Konsep Dasar *Quadcopter*

Quadcopter beroperasi menggunakan empat motor serta dua pasang *propeller*. Bagian motor ini berfungsi untuk menggerakkan *propeller* sehingga dapat mengangkat *quadcopter* ke udara. Hal ini digunakan sebagai dasar sistem untuk mengendalikan gerakan pesawat. Kecepatan motor sangat berpengaruh terhadap gerakan *quadcopter* selama di udara. Untuk dapat mengangkat kerangka drone, dua pasang *propeller* berputar dengan arah yang berbeda. Sepasang *propeller* bergerak searah jarum jam (Clockwise), sementara sepasang *propeller* lainnya bergerak berlawanan arah jarum jam (Counter Clockwise) dan bergerak dengan kecepatan yang sama. Perbedaan perputaran tersebut menyebabkan gaya tarik dan

gaya dorong yang berlawanan dengan prinsip gaya gravitasi. Hal tersebut yang menyebabkan *quadcopter* dapat mengudara (Gambar 1).



Gambar 3 Prinsip Kerja *Quadcopter*

2.5 Persamaan Matriks Drone Untuk 4 Motor

Persamaan matriks untuk drone dengan empat *motor*, juga dikenal sebagai *quadcopter*, melibatkan pengendalian gaya dan momen yang dihasilkan oleh keempat *motor*. Persamaan ini dapat digunakan untuk mengendalikan gerakan *drone* dalam tiga sumbu (roll, pitch, dan yaw) serta kontrol ketinggian. Berikut adalah bentuk umum dari persamaan matriks untuk *drone* empat *motor*:

1. Gaya Total (Thrust)

Gaya total yang dihasilkan oleh keempat motor dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$T = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \quad (1)$$

di mana T_i adalah gaya yang dihasilkan oleh motor ke- i .

2. Momen Roll (L)

Momen roll mengontrol kemiringan ke kiri atau ke kanan:

$$L = l(T_2 + T_3 - T_1 - T_4) \quad (2)$$

di mana l adalah jarak dari pusat drone ke motor.

3. Momen Pitch (M)

Momen pitch mengontrol kemiringan ke depan atau ke belakang:

$$M = l(T_1 + T_2 - T_3 - T_4) \quad (3)$$

4. Momen Yaw (N)

Momen yaw mengontrol rotasi searah atau berlawanan arah jarum jam:

$$N = c(T1 + T3 - T2 - T4) \quad (4)$$

di mana c adalah konstanta yang bergantung pada karakteristik *propeller* dan motor.

Dengan demikian, persamaan matriks dapat dinyatakan dalam bentuk matriks berikut:

$$\begin{bmatrix} T \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -l & l & l & -l \\ -l & l & -l & l \\ c & -c & c & -c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Di mana:

T = Gaya total yang dihasilkan oleh semua motor.

L = Momen roll.

M = momen pitch.

N = Momen yaw.

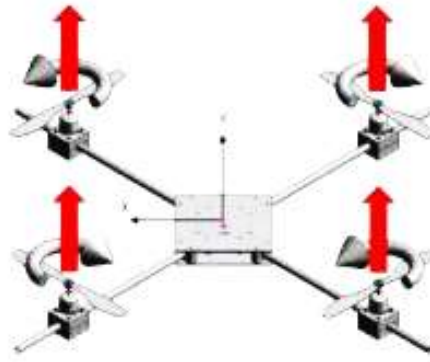
Matrix ini menggambarkan bagaimana gaya dari masing-masing motor ($T1$, $T2$, $T3$, $T4$) berkontribusi pada gaya total dan momen-momen yang mengendalikan orientasi dan gerakan drone. Dengan mengendalikan kecepatan rotasi masing-masing motor, kita dapat mengontrol gaya dan momen ini untuk menstabilkan dan mengarahkan drone.

2.6 Prinsip Kerja *Quadcopter*

Ketika *quadcopter* sedang terbang dan melayang di udara kecepatan putar setiap rotornya sama. Ketika *quadcopter* bergerak maju, maka dua baling-baling yang dibelakang akan berputar lebih cepat sehingga body *quadcopter* akan miring ke depan. Gaya dorong yang dihasilkan keempat *propeller* akan mempunyai komponen gaya ke atas dan ke depan, sehingga *quadcopter* akan terdorong ke arah depan dan mempertahankan ketinggiannya.

2.6.1 Thrust/hovering

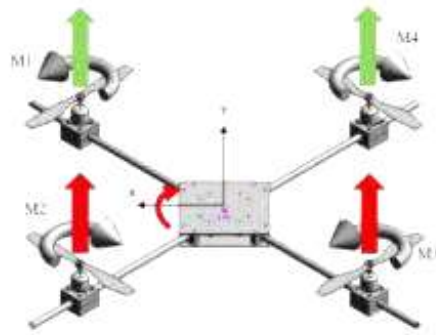
Gerakan *thrust* yaitu gerakan menaikkan dan menurunkan posisi *quadcopter* pada sumbu *vertical*. Gerak ini terjadi ketika kecepatan dari keempat motor dipercepat atau diperlambat dengan nilai penambahan yang sama. Semakin besar penambahan, maka semakin cepat pergerakan *quadcopter* naik. Dengan pergerakan *thrust* yang diatur pada nilai tertentu, *quadcopter* dapat melakukan *hover*. *Hovering* merupakan kondisi *quadcopter* ketika dalam keadaan melayang. Hal itu terjadi karena gaya dorong yang didapatkan dari tiap motor sama besar dan memperoleh total gaya *lift* yang sama dengan beban *quadcopter* itu sendiri. Ketika *hover*, *quadcopter* mengalami kesimbangan secara translasi dan juga rotasi. Pada gambar 4 menunjukkan gaya dorong yang didapatkan dari tiap motor.



Gambar 4 Putaran motor ketika *hovering*

2.6.2 Pitching

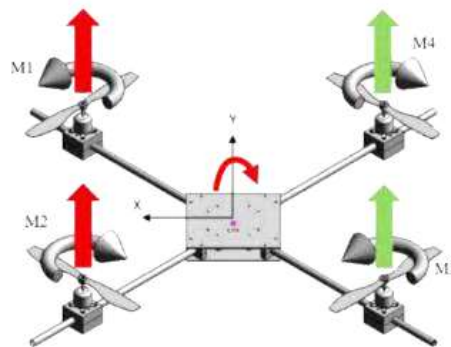
Pitching merupakan gerak rotasi *quadcopter* terhadap sumbu horizontal y. kondisi *pitching* terjadi ketika kecepatan putaran motor 1 dan 4 berbeda dengan 2 dan 3. Hal ini membuat adanya perbedaan moment terhadap sumbu y dan *quadcopter* akan berotasi kearah putaran motor yang lebih rendah seperti yang diilustrasikan pada gambar 5.



Gambar 5 Putaran motor ketika *pitching*

2.6.3 Rolling

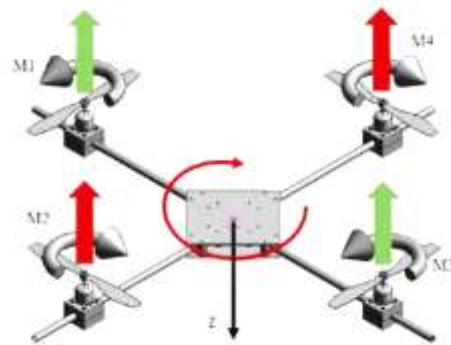
Gerakan *rolling* adalah gerakan akibat adanya perubahan momen pada sumbu horizontal x. hal itu terjadi ketika ada perbedaan kecepatan putaran motor 1 dan 2 dengan 3 dan 4. *Quadcopter* akan *rolling* kearah momen yang lebih kecil pada sumbu horizontal x seperti pada gambar 6



Gambar 6 Putaran motor ketika *rolling*

2.6.4 Yawing

Yawing merupakan suatu efek giroskopik karena adanya perbedaan kecepatan putaran pasangan motor 1 dan 3 dengan 2 dan 4. Perbedaan putaran kedua pasangan motor menyebabkan torsi yang memutar *quadcopter* pada sumbu z. pada gambar 7 terlihat bahwa motor 2 dan 4 memiliki putaran yang lebih tinggi dibandingkan motor 1 dan 3 sehingga menimbulkan momen torsi yang memutar *quadcopter* pada sumbu z.



Gambar 7 Putaran motor ketika *yawing*

2.7 Baling – baling (Propeller)

Baling – baling (propeller) merupakan alat pengubah gerak putar menjadi suatu daya dorong. Daya dorong ini dimanfaatkan pada pesawat terbang dan juga pada kapal laut sebagai penghasil daya dorong utama. Pada gambar 8 *propeller* yang digunakan pada *quadcopter*:



Gambar 8 Baling – baling (propeller)

Ada 3 contoh parameter yang dimiliki *propeller* pada *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). Parameter – parameter ini dapat dijadikan pedoman untuk memilih *propeller* yang akan digunakan sesuai kebutuhannya:

2.7.1 Diamater dan *pitch*

Semua diameter *propeller* memiliki 2 buah ukuran, yaitu diameter dan *pitch*. Diamater dihitung berdasarkan diameter lingkaran yang dibentuk saat *propeller* berputar dan *pitch* merupakan jarak yang ditempuh oleh *propeller* jika diputar 1

putaran penuh. Semakin panjang diameter dan pitch *propeller* semakin banyak pula udara yang disapu dan semakin besar pula daya dorong yang dihasilkan. Tapi diameter dan pitch dari *propeller* harus disesuaikan dengan daya motor yang digunakan.

2.7.2 Jumlah bilah

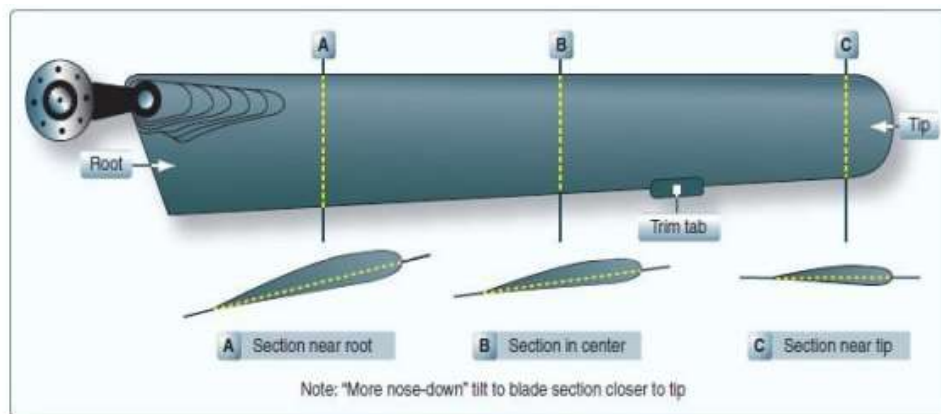
Umumnya jumlah bilah pada *propeller Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) menggunakan 2 buah, tetapi ada beberapa yang menggunakan 3 dan 4 buah bilah. Semakin banyak bilah pada baling – baling menyebabkan banyak udara yang disapu sehingga menghasilkan daya dorong yang lebih besar. Biasanya penambahan bilah bertujuan untuk memperkecil diameter *propeller*, tentunya untuk menghasilkan performa yang sama.

2.7.3 Arah putar

Dengan arah gaya dorong yang sama, *propeller Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) memiliki dua jenis arah putaran yaitu searah jarum jam (clockwise) dan berlawanan arah jarum jam (counter clockwise). Arah putaran menentukan *yawing moment* yang dihasilkan dari *propeller*.

2.8 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.

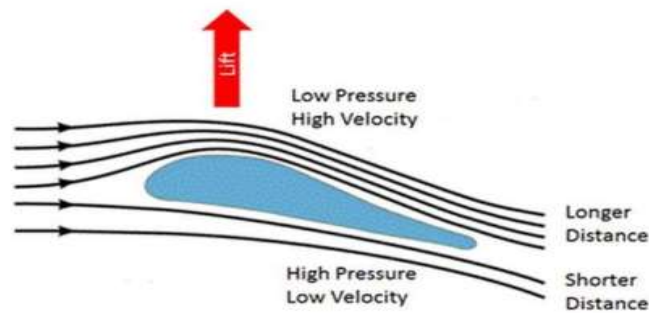


Gambar 9 *Blade Twist*

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*.

2.9 *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* 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 10. Pada gambar tersebut menggambarkan *airfoil* bagian atas mempunyai lengkungan yang lebih besar dibandingkan bagian bawahnya.



Gambar 10 gaya *lift* yang dihasilkan oleh *propeller*

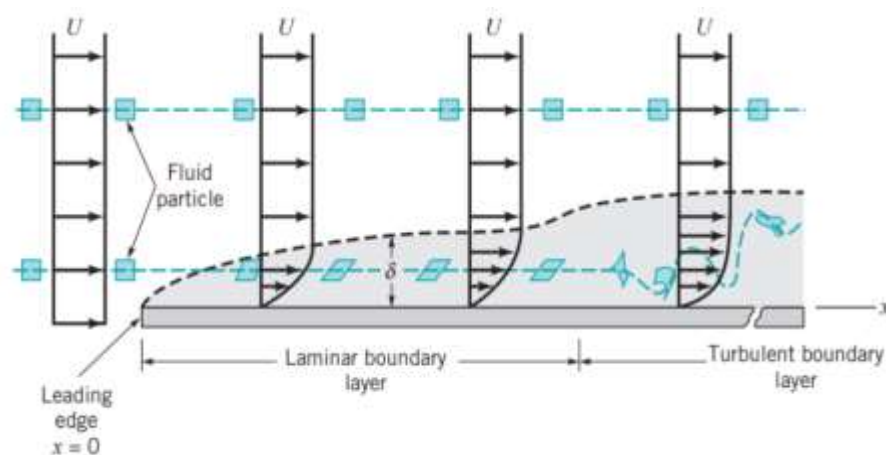
Perbedaan lengkungan pada permukaan atas dan bawah *airfoil* dapat menimbulkan gaya angkat (*lift*), hal ini dapat terjadi karena udara yang mengalir melalui permukaan atas *airfoil* memiliki kecepatan yang lebih tinggi bila dibandingkan dengan udara yang melewati permukaan bawah *airfoil*, sehingga 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*.

2.10 Dinamika Aliran

Salah satu faktor yang harus diperhatikan dalam merancang suatu model adalah faktor aerodinamika. Aerodinamika dapat didefinisikan sebagai ilmu yang mempelajari tentang gaya-gaya yang disebabkan oleh udara atau interaksi antara objek (benda) yang bergerak dengan udara sekitarnya (Anderson, 2001). Aerodinamika diambil dari kata *aero* yang berasal dari bahasa Yunani yang berarti udara dan *dinamika* yang diartikan tenaga atau kekuatan. Ketika suatu objek bergerak dengan kecepatan tertentu melalui udara, terdapat gaya yang disebabkan oleh gerakan relatif antara permukaan benda dan udara. Aerodinamika pada kendaraan sangat erat hubungannya dengan kecepatan kendaraan dan hambatan udara karena berkaitan dengan karakteristik medan aliran pada suatu benda dan timbulnya gaya tekanan serta gaya hambat yang mempengaruhi jumlah konsumsi bahan bakar.

2.10.1 Lapisan Batas

Pengertian lapisan batas adalah daerah dimana aliran mengalami hambatan karena adanya tegangan geser yang besar pada permukaan benda, sehingga partikel-partikel fluida terpaksa berhenti pada sekitar permukaan benda karena gesekan viskos. Aplikasi mendasar dari teori lapisan batas adalah menghitung hambatan gesekan kulit yang bekerja pada suatu objek saat bergerak melalui fluida, misalnya gaya yang diberikan pada pesawat terbang, pelat turbin, atau seluruh kapal (Rahman et al., 2023).



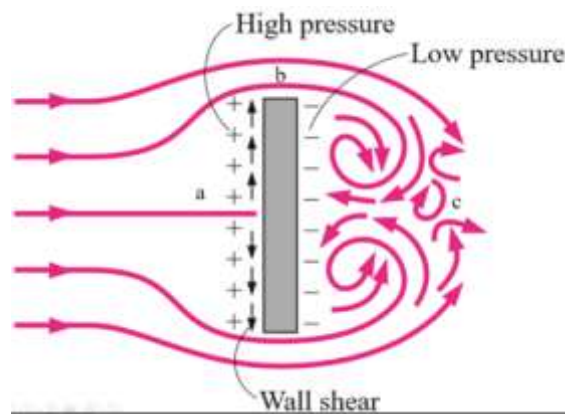
Gambar 11 Karakteristik dari lapisan batas pada pelat datar (Munson, 2002)

Pada Gambar 11 menunjukkan lapisan batas yang disebabkan oleh fluida yang mengalir pada plat datar. Partikel fluida yang berada cukup dekat dengan permukaan pelat akan terhambat karena gesekan sehingga kecepatannya mendekati nol. Saat lapisan batas laminar tidak mampu mempertahankan kondisi steady yang dimilikinya, maka akan terbentuk lapisan turbulen. Kondisi lapisan batas tergantung pada kekasaran permukaan benda dan tingkat turbulensi aliran free stream. Jika bilangan Reynolds cukup besar, hanya fluida didalam lapisan batas relatif tipis pada pelat yang akan merasakan efeknya. Artinya, kecuali di daerah dekat pelat, kecepatan aliran pada dasarnya akan sebesar $V = U$, yaitu kecepatan upstream. Untuk pelat dengan panjang tak terhingga yang membentang dari $x = 0$ sampai $x = \infty$, tidaklah jelas bagaimana mendefinisikan bilangan Reynolds karena tidak ada panjang karakteristiknya. Untuk pelat dengan panjang tertentu, jelas

bahwa panjang pelat L dapat digunakan sebagai panjang karakteristik. Namun untuk pelat dengan panjang tak terhingga, jarak koordinat sepanjang pelat dari ujung depan, sebagai panjang karakteristik dan bilangan Reynolds didefinisikan sebagai $Re_x = Ux/\nu$ (Munson, 2002).

2.10.2 Separasi Aliran

Penelitian tentang separasi aliran dalam bidang aerodinamika telah dilakukan oleh banyak peneliti. Separasi adalah kondisi dimana aliran udara yang mengalir disepanjang permukaan benda tidak mampu lagi menempel pada permukaan tersebut. Separasi aliran berakibat pada terbentuknya aliran balik disekitar benda. Aliran yang bergerak secara teratur akan terpecah saat terjadinya separasi dan mengakibatkan terjadinya penurunan distribusi tekanan dan menimbulkan gaya drag. Pada kendaraan, separasi aliran yang terjadi sangat kompleks. Separasi aliran pada bagian bawah body, roda, dinding bagian samping, tepi atas dan samping kaca belakang, memberikan pengaruh yang signifikan terhadap kompleksitas aliran. Perbedaan tekanan antara bagian depan dan bagian belakang kendaraan merupakan kontributor utama dari keseluruhan drag yang disebabkan oleh adanya separasi aliran pada bagian belakang kendaraan. Perbedaan tekanan ini menimbulkan fenomena hisapan kearah belakang akibat aliran balik yang terjadi pada bagian belakang kendaraan. Semakin cepat separasi aliran terjadi, maka pembentukan wake dan vortex dibagian belakang kendaraan akan semakin besar. Hal ini berdampak pada pengurangan kecepatan kendaraan, peningkatan konsumsi bahan bakar, dan mengarah pada efisiensi kinerja kendaraan yang semakin rendah.



Gambar 12 Separasi aliran pada benda tegak (Yunus A. cengel, 2006)

Pada Gambar 12 jelas menunjukan skema terjadinya separasi aliran pada benda tegak. Adanya separasi aliran merupakan bentuk efek dari viskositas fluida. Karena disebabkan efek viskos, fluida di titik b pada permukaan benda kehilangan energi kinetik sehingga tidak memiliki momentum untuk mengalir dalam lapisan. Titik a adalah titik dimana separasi aliran terjadi. Sedangkan di titik c terjadi aliran balik (wake) karena perbedaan tekanan yang cukup besar antara sisi depan dan sisi belakang benda.

2.11 Gaya dorong (thrust)

Thrust adalah gaya yang berlawanan dengan gaya hambat, pada umumnya beraksi paralel dengan sumbu longitudinal. *Thrust* merupakan gaya penggerak pesawat pada saat di udara yang dipakai untuk mengatasi drag pada pesawat. *Thrust* dihasilkan oleh mesin pesawat melalui beberapa jenis sistem propulsi. *Thrust* juga merupakan gaya mekanik dengan sistem propulsi yang harus bersentuhan secara fisik dengan fluida untuk menghasilkan gaya dorong dan gaya angkat.

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

Dimana

T = Gaya thrust

ρ = densitas fluida (kg/m^3)

D = luasan acuan (m^2)

n = kecepatan rotasi (rev/s)

Thrust dihasilkan dari gaya angkat (lift) pada bagian belakang *propeler* yang bergerak, parameter yang perlu diperhatikan dalam desain *propeler* untuk memperoleh *thrust* maksimal antara lain diameter, jumlah sudu (*blade*), dan sudut *blade*. Besarnya nilai dalam parameter tersebut akan menentukan besarnya nilai *thrust*.

2.12 Gaya Angkat (Gaya Lift)

Gaya angkat atau bisa disebut juga gaya *lift* dapat dihasilkan oleh *blade*, *blade* pada *quadcopter* berbentuk *airfoil* dapat dilihat pada Gambar 10. 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. Gaya *lift* dapat dirumuskan dengan persamaan sebagai berikut:

$$F_l = \frac{1}{2} \rho \cdot C_l \cdot V^2 \cdot A \quad (7)$$

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot V^2} \quad (8)$$

Dimana

C_l = koefisien angkat (Koefisien lift)

F_l = gaya angkat (gaya lift) (N)

ρ = densitas *fluida* (kg/m³)

A = luasan acuan (m²)

v = kecepatan *fluida* relatif terhadap obyek (m/s)²

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 *quadcopter* 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.

2.13 Gaya Tahanan (Gaya Drag)

Drag pada sebuah benda terdiri dari dua bagian, yaitu *drag* gesekan yang diakibatkan oleh gaya gesek, dan *drag* tekanan yang diakibatkan oleh tekanan. Gaya *drag* dapat dituliskan dalam bilangan tak berdimensi yang disebut dengan koefisien *drag*. Koefisien *drag* merupakan sebuah gaya dari fluida yang mengalir melalui permukaan benda searah aliran. Persamaan yang digunakan untuk menghitung koefisien *drag* dapat dituliskan sebagai berikut (Munson, 2002).

$$F_d = \frac{1}{2} \rho \cdot C_d \cdot V^2 \cdot A \quad (9)$$

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot V^2} \quad (10)$$

Dimana

C_d = koefisien tahanan (*Drag*)

F_d = gaya tahanan/*drag*(N)

ρ = densitas fluida (kg/m³)

A = luasan acuan (m²)

v = kecepatan fluida relatif terhadap obyek (m/s²)