

BAB 2

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

Pesawat tanpa awak UAV adalah suatu jenis pesawat terbang yang dikendalikan oleh alat sistem kendali jarak jauh lewat gelombang radio. UAV merupakan sistem tanpa awak (*Unmanned System*) yaitu sistem berbasis elektro *mechanic* yang dapat melakukan misi-misi terprogram dengan karakteristik sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh pilot atau mampu mengendalikan dirinya dengan sendiri, UAV dapat dikendalikan manual melalui radio kontrol atau secara otomatis dengan mengolah data pada sensor (Herdy dkk, 2018).

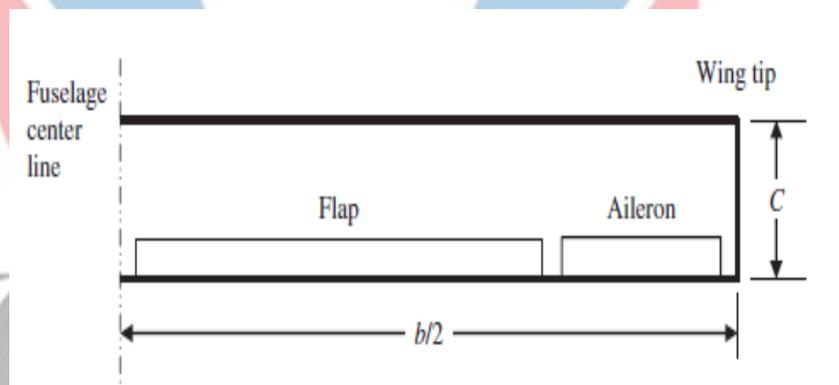
UAV juga biasanya dilengkapi dengan alat atau sistem pengendali terbang melalui gelombang radio, navigasi presisi (*Ground Positioning System*) GPS dan Pengukuran *Inertial Unit*, dan elektronik kontrol penerbangan, dan peralatan dengan kamera resolusi tinggi. UAV juga dilengkapi kamera multispektral untuk penelitian pertanian. Kamera tersebut mempunyai band merah, hijau, dan NIR (*Near Infra Red*) mendekati band 2, 3, dan 4 pada citra landsat TM, yang dapat digunakan untuk menghitung nilai kehijauan tanaman, seperti *Normalized Differences Vegetation Index* (NDVI), *Soil Adjusted Vegetation Index* (SAVI), dan kanopi tanaman. Sistem UAV juga memungkinkan dilengkapi dengan sensor laser untuk menghasilkan citra tiga dimensi, sebagai pendukung pemetaan elevasi lahan, *Digital Elevation Model* (DEM). Sensor laser yang berupa kamera super bersudut lebar *super-wide-angle* dari empat digital kamera yang dirancang khusus dan dipasang di berbagai arah sumbu optik, juga untuk mengambil gambar dari 4 sudut pandang yang berbeda agar gambar yang dihasilkan *overlapping* untuk dapat menghasilkan citra foto tiga dimensi (Rizatus Shofiyani, 2011).

2.2 *Aileron*

Aileron terletak pada ujung sayap juga digunakan untuk mengontrol gulungan. *aileron* bekerja dengan cara yang sama seperti yang dilakukan *elevator*, yaitu dengan bergerak ke atas dan ke bawah untuk mengubah bentuk *airfoil* dan menghasilkan lebih atau kurang mengangkat. Dengan menggerakkan satu *aileron*

ke atas dan yang lainnya ke bawah, satu sayap akan menghasilkan lebih sedikit daya angkat daripada yang lainnya. Sayap yang menghasilkan daya angkat lebih sedikit akan jatuh, dan sayap yang menghasilkan lebih banyak akan naik, dan ini akan menyebabkan pesawat berguling.

Ketika UAV berguling, daya angkat yang dihasilkan oleh sayap tidak lagi bergerak lurus ke atas, tetapi sekarang bergerak ke atas dan ke arah yang lebih rendah dari kedua sayap. Karena ini, pesawat sekarang akan beralih ke sayap rendah. Oleh karena itu, aileron dapat digunakan untuk mengarahkan pesawat ke kiri atau kanan (Jon Dansie, 2004).

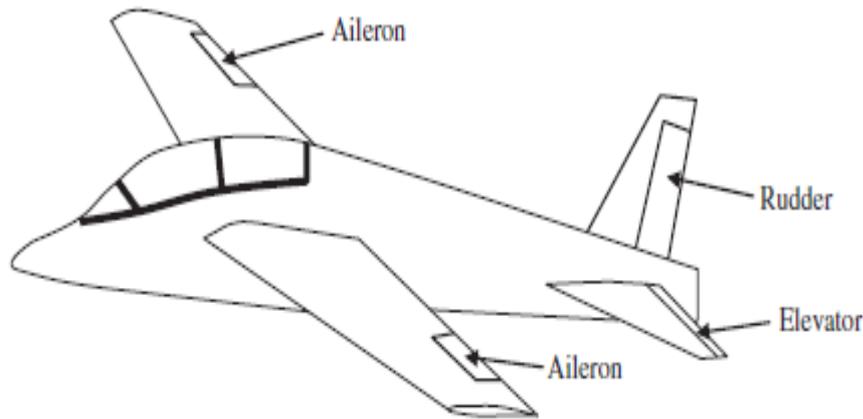


Gambar 2. 1 Lokasi khas *aileron* di sayap (Sadraey, 2012)

2.3 Elevator

Elevator terletak pada bagian belakang ekor horizontal pesawat digunakan untuk membuat pesawat memanjat atau menyelam. Ekor horizontal, biasanya di bagian belakang, memiliki bentuk yang mirip dengan sayap (*airfoil*) dan menghasilkan daya angkat. Ketika ekor pesawat menghasilkan lebih banyak gaya angkat, hidung pesawat akan turun dan pesawat akan menyelam. Demikian juga halnya, jika ekor pesawat menghasilkan lebih sedikit daya angkat, hidung pesawat akan naik dan pesawat akan naik. *Elevator* mengubah jumlah *lift* yang dihasilkan oleh ekor horizontal dengan mengubah bentuk *airfoil*. *Airfoil* biasanya melengkung seperti lengkungan, ini adalah salah satu alasan mengapa udara bergerak lebih lambat di bawah sayap daripada di atasnya. Semakin banyak lengkungan *airfoil*, semakin banyak daya angkat yang dihasilkannya. Dengan menggerakkan *lift* di ujung sayap ke bawah, *airfoil* menjadi lebih melengkung dan menghasilkan lebih

banyak *lift* seperti ditunjukkan pada gambar 2.1. Demikian juga terjadi ketika menggerakkan *lift* ke atas, sayap secara efektif kurang melengkung dan menghasilkan lebih sedikit *lift* (Jon Dansie, 2004).



Gambar 2. 2 *Control Surfaces* (Sadraey, 2012)

2.4 *Rudder*

Rudder terletak pada bagian ekor vertikal UAV digunakan untuk mengarahkan pesawat ke kiri atau kanan. Beberapa pesawat memiliki lebih dari satu ekor vertikal, seperti jet tempur FA-18, dan setiap ekor memiliki kemudi sendiri. Ekor vertikal pada UAV juga merupakan bentuk *airfoil*, tetapi *airfoil* tidak melengkung. Akibatnya, pada ekor vertikal biasanya tidak menghasilkan gaya angkat. Ketika kemudi digerakkan ke satu arah, ekor vertikal secara efektif melengkung, dan akan menghasilkan daya angkat. Namun, gaya angkat ini tidak bertindak secara vertikal, karena ekor vertikal tidak horizontal seperti sayap. Gaya angkat selalu bertindak tegak lurus terhadap sayap atau ekor yang menggerakkannya, sehingga *lift* yang dihasilkan oleh ekor vertikal akan bertindak horizontal. Gaya angkat ini akan menyebabkan pesawat berputar ke kiri atau kanan. Jika kemudi dipindahkan ke kiri, itu akan menghasilkan daya angkat ke kanan, dan juga akan menggerakkan hidung pesawat ke kiri. *Rudder* lebih sering lambat dalam memutar pesawat daripada *aileron*, tetapi *rudder* dapat memutar pesawat tanpa menggulungnya dan berguna untuk penyesuaian kecil selama lepas landas, pendaratan dan juga penerbangan lainnya. Terkadang seorang pilot menggunakan

kemudi dan *aileron* bersamaan saat berbelok untuk menghasilkan penerbangan yang lebih mulus (Jon Dansie, 2004).

2.5 *Throttle*

Throttle mengontrol daya dorong yang dihasilkan oleh mesin dan digunakan untuk membuat pesawat melaju lebih cepat atau lebih lambat. Pesawat dengan lebih dari satu mesin, seperti jet penumpang, akan memiliki satu *throttle* untuk setiap mesin. Cara kerja *throttle* tergantung pada jenis mesin, tetapi umumnya akan meningkatkan jumlah bahan bakar yang dikonsumsi oleh mesin, yang pada gilirannya akan menghasilkan lebih banyak panas atau memutar baling-baling lebih cepat. Posisi mesin bergantung juga pada, meningkatnya *throttle* juga dapat menyebabkan pesawat menanjak, berguling, atau berbelok. Bahkan, program komputer telah ditulis yang memungkinkan pesawat dengan dua mesin atau lebih untuk diterbangkan dan mendarat hanya menggunakan *throttle*. Program-program ini adalah untuk membantu pesawat mendarat dengan aman ketika kontrol lain gagal, dan tidak sering digunakan (Jon Dansie, 2004).

Remote control jarak jauh dikendalikan oleh pemancar radio yang umumnya memiliki dua *joystick*, satu untuk setiap ibu jari. Tergantung pada desain pemancar, tongkat akan melakukan hal yang berbeda. Sistem yang paling umum di Australia, dan di mana-mana kecuali Amerika, disebut Mode 1. Pengontrol mode 1 menggunakan *joystick* kiri untuk mengontrol *elevator* dan kemudi, sedangkan *joystick* kanan mengontrol *throttle* dan *aileron*. Tongkat kanan memiliki pegas untuk mengembalikannya ke tengah, sedangkan tongkat kiri hanya akan dipusatkan secara horizontal. Ini membuatnya mudah untuk menemukan kontrol *throttle*, karena ini adalah tongkat yang tidak memusatkan dirinya sendiri secara vertikal. Untuk menggerakkan tongkat kiri ke depan akan menyebabkan pesawat menyelam, menggerakkan tongkat kiri ke kiri akan mengubah arah kuk pedang kemudi mencekik pesawat ke kiri, menggerakkan tongkat kanan ke depan akan menyebabkan pesawat menambah kecepatan dan menggerakkan tongkat kanan ke kiri akan menyebabkan pesawat berguling ke kiri (Jon Dansie, 2004).

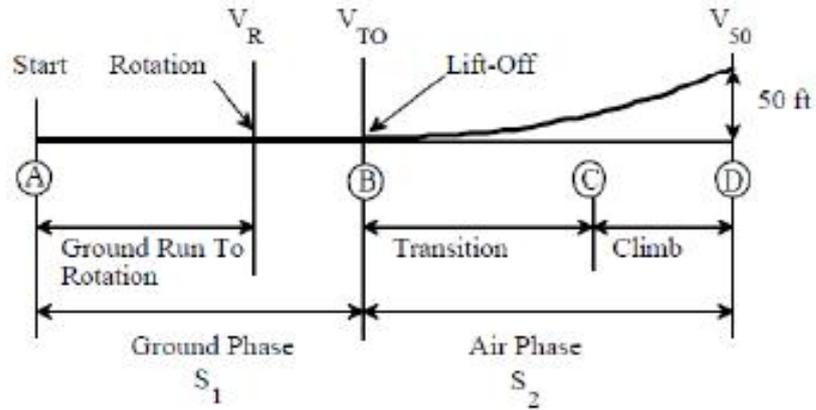


Gambar 2. 3 Remote control (Jon Dansie, 2004)

2.6 Metoda *Short Take Off* dan *Landing*

Pada bagian ini dibahas beberapa metoda analisis dan praktek uji terbang di lapangan berdasarkan konsep Aerodinamika, Struktur dan Propulsi sebagai tinjauan pustaka. Sesuai dengan kebutuhan operasional, para perancang akhirnya mengembangkan kemampuan pesawat menggunakan konsep STOL. Sebagai referensi dalam penelitian ini, dipilih beberapa pesawat berukuran besar dan bermesin turbo prop, seperti pesawat udara C-130J Hercules dan C-160.

Normal *Take off* data evaluasi prestasi terbang pesawat udara fase *take off* dijelaskan melalui 2 fase, yaitu di darat dan di udara. Fase di darat dimulai saat *brake release* (rem dilepaskan) dan tenaga penuh (*full power*) diikuti gerak rotasi dan kemudian ada indikasi bahwa pesawat udara mulai mengudara (*airborne*). Fase *takeoff* di udara, yaitu mulai saat pesawat udara meninggalkan landasan pacu (*liftoff*) sampai mencapai ketinggian terbang 50 meter, dimana pesawat udara dalam keadaan stabil dan sudut penajakan yang konstan. Fase mengudara ditandai dengan keadaan transisi dan keadaan *steady* menanjak sampai ke ketinggian 50 meter. Pada Gambar 2.4 diperlihatkan fase *takeoff* dengan beberapa lintasan terbang dari suatu pesawat udara. Mulai dari diam, melakukan gerak rotasi, *liftoff* dan kemudian mengudara serta terbang menanjak dengan tenaga penuh (Sayuti Syamsuar, 2015).



Gambar 2. 4 Lintasan fase *take off* pesawat udara (Sayuti Syamsuar, 2015).

Dimana,

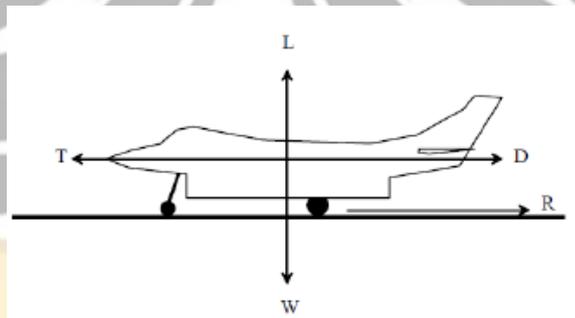
S_1 = jarak fase di tanah

S_2 = jarak fase di udara

V_{TO} = kecepatan *takeoff*

V_{50} = kecepatan pada ketinggian 50 ft

Gaya-gaya yang bekerja pada pesawat udara saat melakukan *takeoff* pada Gambar 2.5 dibawah ini.



Gambar 2. 5 Gaya yang bekerja pada saat *take off* (Sayuti Syamsuar, 2015).

dimana,

T = gaya *thrust*

W = gaya berat

L = gaya angkat aerodinamika

D = gaya hambat sayap terhadap udara

R = gaya hambat roda terhadap tanah

Pada Gambar 2.5 diatas, terlihat gaya-gaya seperti gaya angkat (L), gaya propulsi (T), gaya hambat oleh udara (D) dan gaya gesek antara roda dengan landasan pacu.

Persamaan untuk menghitung gaya gesek :

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

$$R = \mu(W - L) \quad (2.2)$$

Dimana

μ = koefisien gesek

Persamaan untuk menghitung jarak *take off* di darat Persamaan menggunakan keseimbangan gaya pada Hukum Newton ke dua:

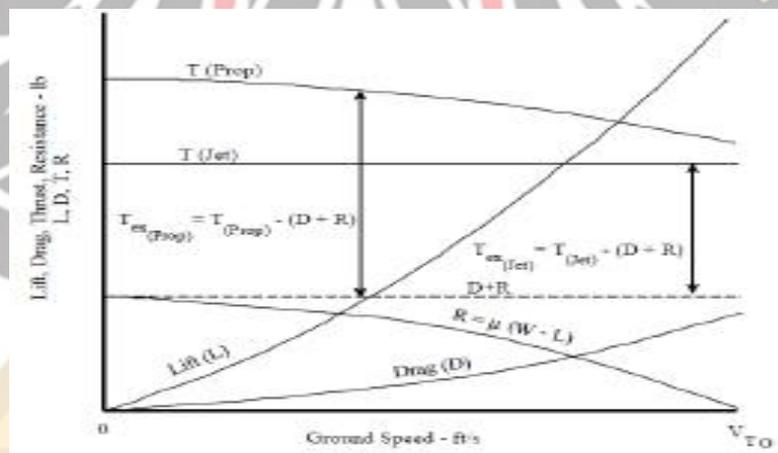
$$S1 = \frac{WV_{TO}^2}{2g[T-D-\mu(W-L)]_{avg}} \quad (2.2)$$

Dimana,

g = gaya gravitasi

$S1$ = jarak *take off* di darat

Penggambaran persamaan matematika fase *Take off* diperlihatkan oleh Gambar 2.6.



Gambar 2. 6 Gaya lift, drag, thrust versus kecepatan pesawat saat *take off* (Sayuti Syamsuar, 2015).

Kurva variasi dari gaya-gaya seperti gaya propulsi, gaya angkat aerodinamika, gaya hambat aerodinamika, gaya gesek di landasan pacu yang bekerja pada Tata Acuan Koordinat (TAK) sumbu benda pesawat udara saat *take off versus* kecepatan di

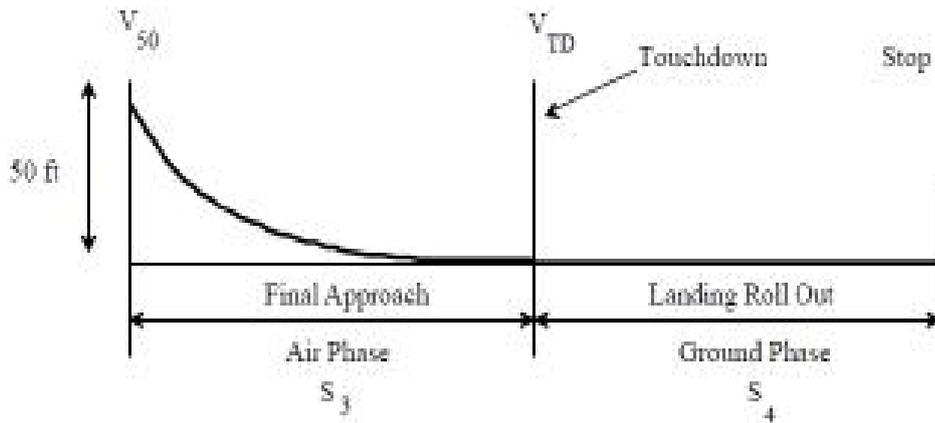
permukaan tanah. Persamaan untuk menghitung jarak *take off* di udara persamaan yang diperoleh dari keseimbangan gaya pada Hukum Newton kedua, adalah:

$$S_2 = \frac{W \left(\frac{V_{50}^2 - V_{TO}^2}{2g} + 50 \right)}{(T-D)_{avg}} \quad (2.3)$$

Dimana,

S_2 = Jarak *takeoff* di udara

Normal Landing evaluasi data untuk uji prestasi terbang *landing*, juga mempunyai 2 fase yaitu fase saat di udara yang dimulai dari ketinggian 50 *feet* sampai pesawat udara *touch down* di landasan pacu sebagai *final approach* dan fase di darat yaitu saat *touchdown* di landasan pacu sampai dengan berhenti penuh di ujung landasan pacu sebagai *landing roll out*. Fenomena ini diperlihatkan oleh Gambar 2.7 (Sayuti Syamsuar, 2015).



Gambar 2. 7 Fase *landing* dari pesawat udara (Sayuti Syamsuar, 2015).

Dimana,

S_3 = jarak fase landing di udara

S_4 = jarak fase landing di darat

V_{TD} = kecepatan saat *touchdown*

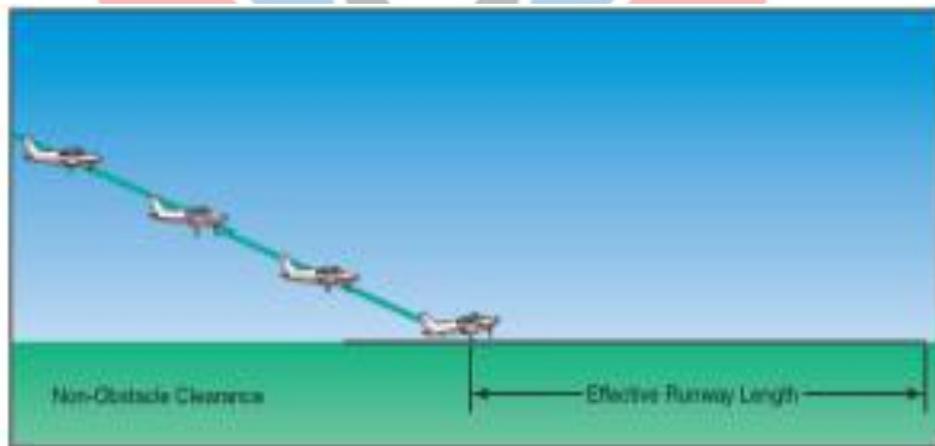
Persamaan untuk menghitung jarak di udara saat *Normal Landing* Persamaan yang diperoleh untuk menghitung jarak landing di udara, S_3 adalah:

$$S3 = \frac{W(\frac{VTD^2 - VT_{50}^2}{2g} - 50)}{(T-D)_{avg}} \quad (2.4)$$

Persamaan untuk menghitung jarak di darat saat Normal Landing Persamaan yang diperoleh untuk menghitung jarak landing di darat, S4 adalah:

$$S4 = \frac{WV^2TD}{2g[T-D-\mu(W-L)]_{avg}} \quad (2.5)$$

Short Field Landing Metoda perhitungan uji Short Field Landing sama dengan normal Landing. Perhatikan Gambar 2.8 tentang pendaratan di lapangan pendek dengan pengereman penuh.



Gambar 2. 8 Mendarat pada lapangan pendek (Sayuti Syamsuar, 2015).

Sertifikasi, para ahli masih menggunakan metoda *grid*. Semakin pendek jarak *takeoff* dan *landing*, maka semakin baik prestasi terbang pesawat udara tersebut dan banyak diminati oleh *airliner*. Landasan pacu yang digunakan semakin pendek, sehingga, pesawat udara tersebut mempunyai daya saing tinggi. Pengujian dilakukan beberapa run, sehingga data ini membantu dalam pembuatan *Airplane Flight Manual* (AFM) sebagai pegangan pilot, apabila pesawat sudah laik terbang. Faktor yang paling menentukan dalam memperpendek jarak *takeoff* atau *landing* adalah teknik uji terbang dari *Test Pilot* yang tidak diuraikan disini, karena menyangkut kemahiran dari pilot tersebut dalam menerbangkan pesawat sebagai proses uji terbang di lapangan Program uji terbang adalah untuk menentukan sudut

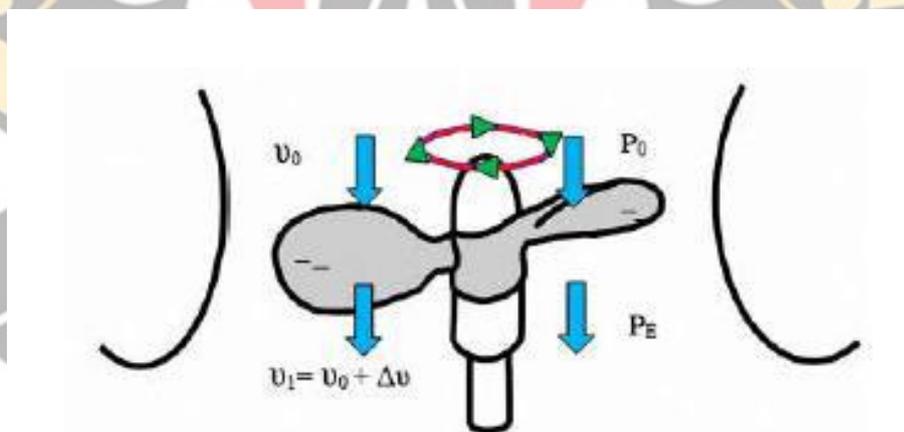
flap optimum saat *takeoff* pada uji *Rejected Takeoff* dan saat landing pada uji *Short Field Landing* yang menghasilkan jarak terpendek (Sayuti Syamsuar, 2015)..

2.7 Analisis Teoritis Thrust Propeller

Teori *thrust propeller* didasarkan pada teori momentum, yang juga dikenal sebagai rotor helicopter (*disk actuator theory*) gaya dorong dapat dihitung seperti istilah matematika seperti pada persamaan (2.6).

$$T = A \times \rho \times v \times \Delta v \quad (2.6)$$

Dimana T mewakili gaya dorong dalam *newton* (N), A mewakili rotor baling-baling dalam meter persegi (m^2), ρ mewakili kepadatan udara dalam kilogram per meter kubik (kg/m^3), v mewakili kecepatan udara pada baling-baling dalam meter per detik (m/s), Δv mewakili kecepatan udara yang dipercepat oleh baling-baling dalam meter per detik (m/s). Persamaan 1 diperlukan untuk menurunkan lebih lanjut sesuai dengan jenis baling-baling dan juga mempertimbangkan kekuatan penuh dari motor tanpa kehilangan aliran udara *propeller* seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.9.



Gambar 2.9 Aliran Udara *Propeller* (C.Huang Shen dkk, 2017)

Pada gambar 2.9 area diameter *rotor* ditunjukkan pada persamaan (2.7).

$$A = \pi \times R^2 \quad (2.7)$$

Dimana R mewakili radius baling-baling dalam meter (m).

$$T = 2 \times \pi \times R^2 \times \rho \times \Delta v^2 \quad (2.8)$$

Dari persamaan (2.8), Δv , kecepatan udara dipercepat oleh kecepatan baling-baling yang dihasilkan oleh kekuatan dan kecepatan yang berasal dari persamaan $\Delta v = \frac{P}{T}$, dimana P mewakili kekuatan motor yang ditransmisikan ke propeller dalam *watt* (W), T mewakili gaya dorong dalam *newton* (N). Substitusi Δv menjadi persamaan (2.8) (C.Huang Shen dkk, 2017).

$$T = (2 \times \pi \times R^2 \times \rho \times P^2)^{\frac{1}{3}} \quad (2.9)$$

Power dihitung berdasarkan motor yang dijalankan dalam beban kondisi *rpm*. Biasanya, spesifikasi diberikan tanpa kondisi beban *rpm per volt*. Nilai *rpm* harus dihitung 75% kira-kira tanpa beban. *Power factor* diuji sesuai dengan baling-baling konstan dari Tn. P. Connolly for Hyperion.

$$P = \text{Propeller constant} \times \text{rpm}^{\text{power factor}} \quad (2.10)$$

Propeller constant dihitung dengan rasio P/D. D adalah panjang diameter *propeller blades* sementara P adalah *pitch* dari *blades*. *Power factor* adalah rasio daya operasi di *kilowatt* (kW) untuk daya total semu dalam *kilovolt-ampere* (kVA), *rpm* dihitung berdasarkan tegangan yang disuplai ke motor seperti yang ditunjukkan pada persamaan (2.11). Ketika tegangan meningkat, putarannya juga meningkat secara bersamaan.

$$RPM = K_v \times \text{Voltage} \quad (2.11)$$

Di mana K_v mewakili *rpm per volt* dari spesifikasi motor, tegangan mewakili tegangan yang dipasang dari baterai ke motor. Substitusi persamaan (2.10), (2.11) menjadi persamaan (2.9). Persamaan *propeller thrust* dapat dilihat pada persamaan (2.12).

$$T = (2 \times \pi \times R^2 \times \rho \times (\text{propeller constant} \times (\text{rpm})^{\text{power factor}})^2)^{\frac{1}{3}} \quad (2.12)$$

membuat asumsi daya dorong tanpa kehilangan gesekan, menggunakan perhitungan teori divalidasi menggunakan web berbayar kalkulator dari www.eCalc.ch. Menurut persamaan 16, parameter dan koefisien diperlukan untuk menemukan daya dorong baling-baling jari-jari (R), pi (π), kepadatan udara (ρ), *propeller constant* dan *power factor*. Perkiraan rpm baling-baling digunakan untuk menghitung daya dorong. Kecepatan baling-baling dikendalikan oleh motor Kv daya tinggi, gerakan kendaraan bisa diabaikan mempengaruhi kecepatan motor. Menggunakan kalkulator dorong eCalc dan persamaan 16 untuk dorongan baling-baling ekuilibrium dapat diperkirakan untuk set yang diberikan parameter dalam tabel 1. Gambar. 4 menunjukkan teoritis perbandingan perhitungan dengan hasil simulasi Sebagai contoh, biarkan rpm sama dengan 10.000 rpm (C.Huang Shen dkk, 2017).

$$T = (2 \times \pi \times 0,1143^2 \times 1,225 \times (0,048 \times 10^{3,55})^2)^{\frac{1}{3}} = 14,287 N \quad (2.13)$$

Tabel 2.1 Parameter dan Koefisien Value

Parameter	Value
<i>Propeller model</i>	<i>APC slow fly series (Prop.Size 9x38</i>
<i>Propeller radius (R)</i>	0,1143 m
Pi	3,14159
<i>Air density</i>	1,225kg/m ³
<i>Propeller constant</i>	0,048
<i>Power factor</i>	3,55
rpm	3000 rpm to 11000 rpm

2.8 Penelitian Terdahulu

Pelaksanaan penelitian diperlukan pengkajian terhadap penelitian-penelitian sebelumnya agar dapat dijadikan referensi. Data penelitian-penelitian sebelumnya dapat digunakan penelitian sebelumnya untuk dioptimalkan. Penelitian terdahulu yang dapat dijadikan referensi dalam rancang bangun turbin angin sumbu vertikal ditunjukkan pada tabel 2.2.

Tabel 2.2 Penelitian Terdahulu

No	Nama dan Tahun Publikasi	Judul	Hasil
1	Sayuti Syamsuar, 2015	Metoda <i>Short Takeoff Landing</i> (Studi Kasus Prestasi Terbang <i>Takeoff-Landing</i> Pesawat Udara <i>Turbo Prop CN235</i>)	hasil uji terbang <i>Field Performance test</i> dari pesawat udara CN235-100 seri N16, diperoleh sudut <i>Flap</i> = 10° yang baik untuk fase <i>takeoff</i> dan sudut <i>Flap</i> = 23° yang baik untuk fase <i>landing</i> . Fenomena ini mewakili atas kebutuhan pesawat berkategori STOL.
2	Hardy Samuel, dkk, 2015	Rancang Bangun Wahana Pesawat Tanpa Awak (<i>Fixed Wing</i>) Berbasis Ardupilot	Faktor angin sangat berpengaruh pada saat pesawat <i>take off</i> dan saat pesawat sedang terbang ber <i>manuver</i> di udara, karna dengan pengujian yang sudah dilakukan pada saat angin yang kencang pesawat sulit naik (<i>takeof</i>), dan angin sangat berpengaruh saat pesawat sedang bermanuver mengikuti jalur terbang menuju kordinat yang di tentukan.
3	Magnus Vestergren, 2016	<i>Automatic Takeoff and Landing of Unmanned Fixed Wing Aircrafts</i>	Pengembangan dua cara pengujian pengendali lepas landas digunakan. Yang pertama adalah Memulai lepas landas saat pesawat sudah mengudara. Meskipun bagus untuk menguji fungsi keseluruhan ini berarti bahwa lepas landas dimulai dengan jauh lebih tinggi dari kecepatan udara realistis. Karena itu tidak memperhitungkan yang penting bagian dari controller atau membuat tes kehidupan nyata yang meyakinkan. Metode pengujian kedua dimulai langsung dari tanah. Ini mengungkap masalah yang dimiliki FlightGear dengan mesin fisiknya begitu pesawat berada menyentuh tanah, menyebabkan pesawat berputar tak terkendali. Padahal lepas landas bisa dilakukan saat pesawat memutar data dari awal