

## BAB II

# TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*

*Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* merupakan sebuah wahana udara tanpa awak. *Auto pilot* merupakan suatu sistem yang gerak terbang pesawat dapat dilakukan tanpa adanya campur tangan dari manusia. Adanya sistem ini pesawat tidak perlu dikendalikan secara penuh oleh pilot dan tanpa harus berada di dalamnya. UAV pertama kali dikenalkan pada perang dunia pertama pada tahun 1917 yang dibawa oleh militer Amerika Serikat. UAV juga dikenal sebagai kendaraan jarak jauh yang dikendalikan oleh RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) dimana sebagian besar fungsinya yaitu pada misi kemiliteran (Renault, 2007).

Penggunaan UAV sangat luas digunakan seperti pencarian korban bencana alam, pengindraan jarak jauh, mengamati kawasan perhutanan dan daerah perbatasan, bahkan untuk daerah dengan permukaan yang tidak rata dan kontur ketinggian yang berbeda - beda dapat dilakukan oleh UAV. Misi kemiliteran seperti menyusup dan mengintai daerah musuh yang tidak bisa dijangkau dapat dilakukan oleh pesawat UAV. UAV dapat digunakan dalam aplikasi sipil, seperti pemadam kebakaran atau pekerjaan keamanan non-militer, seperti pengawasan dari pipa (Renault, 2007). Berikut ini merupakan contoh pesawat terbang tanpa awak yang ditunjukkan pada Gambar 2.1

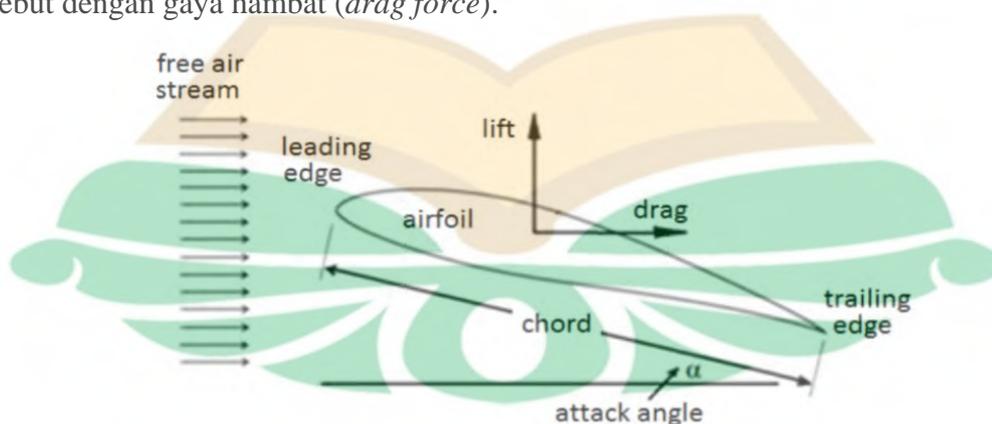




Gambar 2.1 Pesawat Terbang Tanpa Awak (Valavanis dan George, 2015)

## 2.2 Gaya Aerodinamika

Pesawat terbang pada umumnya dirancang untuk menghasilkan gaya hambat yang sekecil mungkin. Gaya hambat ini dapat berupa gaya hambat yang dihasilkan karena adanya aliran udara. Suatu benda yang ditempatkan pada suatu aliran fluida atau suatu benda yang bergerak melewati fluida akan dihasilkan sebuah gaya. Jika fluida tersebut adalah udara, gaya tersebut dinamakan gaya aerodinamika (Mulyadi, 2010). Gaya aerodinamika yang tegak lurus dengan aliran udara disebut dengan gaya angkat (*lift force*), sedangkan gaya aerodinamika yang searah dengan aliran disebut dengan gaya hambat (*drag force*).



Gambar 2.2 Gaya Angkat (*Lift Force*) dan Gaya Hambat (*Drag Force*) (Kontogiannis & Ekaterinaris, 2013)

Besar gaya angkat dan hambat dipengaruhi oleh geometri *airfoil* yang digunakan pesawat. Gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan sebuah pesawat dipengaruhi oleh pemilihan *airfoil* yang tepat. Performa dari *airfoil* ini didefinisikan sebagai rasio antara gaya angkat dan gaya hambat (L/D) atau disebut dengan efisiensi aerodinamika. Gaya aerodinamika ini biasanya dinyatakan dalam koefisien tak berdimensi (Garg & Soni, 2016), yaitu:

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

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} \quad (2.2)$$

### 2.3 Terbang Jelajah (*Cruise*)

Terbang jelajah merupakan fase penerbangan di mana pesawat berada pada ketinggian dan kecepatan tertentu. Pada fase terbang jelajah terdapat dua hal yang berkaitan yaitu *range* (jarak tempuh) dan *endurance* (waktu tempuh). *Range* dan *endurance* yang maksimal merupakan jarak dan waktu di mana pesawat dapat terbang *take off* dan *landing* dengan bahan bakar terbatas. Keterbatasan bahan bakar saat *cruise* sangat dipengaruhi oleh kecepatan dan bobot pesawat itu sendiri. UAV merupakan pesawat tanpa awak yang dirancang untuk membantu pekerjaan manusia, seperti dalam misi kemanusiaan dan misi terbang jauh. Oleh karena itu, *range* dan *endurance* yang baik merupakan parameter sebuah pesawat saat dilakukan sebuah misi penerbangan. Menghitung *endurance* dapat digunakan rumus sebagai berikut (Ramadhan, 2016).

$$E = 2 \frac{\eta_p}{C_p} \frac{C_L/C_D}{v} [\sqrt{W} - 1] \quad (2.3)$$

E merupakan *endurance* pesawat yang dihitung mulai dari fase awal *cruise* hingga memasuki fase awal *descent*, W merupakan berat total secara keseluruhan pesawat mulai dari berat *frame*, berat *payload* dan berat baterai dengan satuan Newton (N). *v* merupakan kecepatan pesawat saat terbang dalam satuan (m/s),  $\eta_p$  mewakili efisiensi *propeller* dan  $C_p$  mewakili koefisien daya (Ramadhan, 2016).

Efisiensi *propeller* ( $\eta_p$ ) merupakan data yang diperlukan untuk proses perhitungan *endurance* dengan digunakan persamaan 2.4 sebagai berikut.

$$\eta_p = \frac{T v}{P} \quad (2.4)$$

T merupakan gaya dorong (*thrust*) yang dihasilkan dari dorongan mesin atau motor listrik yang digunakan pada pesawat dengan satuan Newton (N).  $v$  merupakan kecepatan pesawat dalam satuan m/s dan P merupakan daya pada motor dalam satuan Watt (McCormick, 1995). Menentukan nilai gaya dorong (*thrust*) dapat menggunakan persamaan sebagai berikut.

$$T = (2 \pi R^2 \rho P_{prop}^2)^{\frac{1}{3}} \quad (2.5)$$

$P_{prop}$  merupakan kekuatan motor yang ditransmisikan ke *propeller* dalam Watt, T mewakili gaya dorong dalam satuan Newton (N), dan R mewakili jari-jari pada *propeller* dalam satuan m dan  $\rho$  merupakan massa jenis udara dalam satuan  $\text{kg/m}^3$  (Hunsaker, 2013).

$$P_{prop} = \text{Propeller Constant} \times n^{\text{Power factor}} \quad (2.6)$$

*Propeller constant* merupakan perbandingan antara *pitch blade* dan diameter *propeller* yang dapat dihitung dengan rasio perbandingan (Balakrishnan, 2016).

$$\text{Propeller constant} = \frac{P}{D} \quad (2.7)$$

$n$  mewakili putaran motor listrik dalam satuan (rpm) dapat ditentukan berdasarkan tegangan yang disuplai ke motor seperti yang ditunjukkan pada persamaan (2.8). Ketika tegangan meningkat, putaran meningkat secara bersamaan (Balakrishnan, 2016).

$$n = K_v \times \text{voltage} \quad (2.8)$$

$K_v$  merupakan banyak putaran yang dilakukan motor listrik selama 1 menit dengan tegangan yang diberikan tanpa adanya beban. Tegangan mewakili tegangan yang disediakan dari baterai ke motor. *Power factor* merupakan rasio daya operasi dengan digunakan persamaan (2.9) (Balakrishnan, 2016).

$$\text{Power factor} = \frac{P}{\sqrt{3}VI} \quad (2.9)$$

P mewakili daya yang dimiliki pada motor listrik dalam satuan Watt, V mewakili tegangan listrik dan I mewakili arus listrik pada motor listrik dalam satuan Ampere (Balakrishnan, 2016).

$$C_p = \frac{P_r}{\rho n_p^3 D_p^5} \quad (2.10)$$

$D_p$  merupakan diameter pada *propeller* pesawat dalam satuan m,  $n_p$  merupakan putaran *propeller* dalam satuan rev/s, dan  $P_r$  merupakan daya yang dibutuhkan saat terbang dalam satuan Watt dengan digunakan persamaan (2.11) sebagai berikut (McCormik, 1995).

$$P_r = T v \quad (2.11)$$

## 2.4 Jangkauan Terbang (*Range*)

Jangkauan terbang merupakan jarak yang ditempuh atau panjang lintasan yang dihasilkan oleh pesawat saat di udara dengan sejumlah bahan bakar yang digunakan. Perhitungan jangkauan terbang pesawat dapat digunakan persamaan berikut.

$$R = E v \quad (2.12)$$

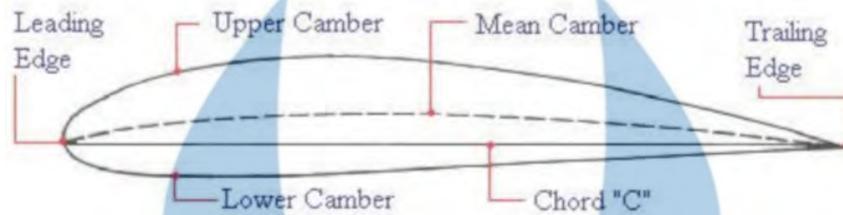
R mewakili jangkauan jarak terbang pesawat dalam satuan m dan E mewakili waktu tempuh pesawat dalam satuan s dan  $v$  mewakili kecepatan dalam satuan (m/s) (Traub, 2011).

## 2.5 *Airfoil*

*Airfoil* merupakan bentuk penampang dari sayap pesawat udara. Kumpulan *airfoil* ini membentuk satu sayap pesawat. Oleh karena itu, sayap sering disebut dengan bentuk 3 dimensi dari *airfoil*. Bentuk geometri dari *airfoil* ini akan dihasilkan gaya dan momen jika ditempatkan pada suatu aliran fluida (Lubis, 2012).

Beberapa istilah yang berkaitan dengan *airfoil* diilustrasikan seperti pada Gambar 2.4.

www.itk.ac.id



Gambar 2.4 Bagian *Airfoil* (Garg & Soni, 2016)

*Airfoil* merupakan bagian terpenting dari sebuah pesawat terbang. Performa pesawat terbang seperti, kecepatan terbang jelajah (*cruise*), jarak lepas landas (*landing*), kecepatan *stall*, dan efisiensi aerodinamika pada berbagai fase terbang dipengaruhi oleh pemilihan *airfoil* yang tepat (Raymer, 2018).

## 2.7 *Computational Fluid Dynamics* (CFD)

*Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan suatu cabang dari mekanika fluida dengan digunakan metode numerik sebagai proses analisis elemen – elemen yang akan disimulasikan. Pada proses ini, dilakukan perhitungan numerik secara cepat dan akurat oleh komputer. Prinsip kerja pada CFD adalah model yang akan disimulasikan berisi fluida dan dibagi menjadi beberapa bagian atau elemen. Elemen - elemen yang terbagi tersebut merupakan sebuah kontrol perhitungan yang akan dilakukan oleh *software*. Masing – masing elemen akan diberikan Domain dan *boundary condition* selama proses simulasi. Prinsip inilah yang banyak digunakan pada proses perhitungan dengan bantuan komputasi (Ambarita, 2011).

## 2.6 Penelitian Terdahulu

Penelitian ini diperlukan acuan penelitian – penelitian sebelumnya agar penelitian dapat mudah terselesaikan. Penelitian – penelitian terdahulu dapat digunakan sebagai penentuan variabel yang akan dikembangkan dalam penelitian ini agar bisa dioptimalkan dengan baik. Berikut ini merupakan penelitian terdahulu

www.itk.ac.id

yang digunakan sebagai referensi pada penelitian ini yang ditunjukkan pada Tabel 2.1.

www.itk.ac.id

Tabel 2.1 Penelitian Terdahulu

Nama dan Tahun Publikasi	Judul Referensi	Hasil Penelitian
L.W. Traub (2013)	Validasi estimasi daya tahan untuk UAV bertenaga baterai	Hasil penelitian yang didapatkan dengan variasi kecepatan terbang dan pengujian di terowongan angin dihasilkan <i>endurance</i> pada kecepatan 15,5 m/s sebesar 961,2 s serta pada kecepatan 12 m/s dihasilkan <i>endurance</i> sebesar 1677,6 s.
Jemie Muliadi, Endarmadi A. Prayitno, dan Heri T. Muryanto (2015)	Perhitungan Jarak Jangkau Maksimum Pesawat Udara Nir Awak BPPT Untuk Misi Strategis	Hasil penelitian yang didapatkan, jarak jangkau sebesar 641000 m dicapai pada kecepatan optimum 28,8064 m/s secara perhitungan
Nurul Khikmah (2015)	Optimasi <i>Range</i> dan <i>Endurance</i> Saat Fase Terbang Jelajah ( <i>Cruise</i> ) Pesawat LSU-05 Menggunakan <i>Firefly Algorithm</i>	Hasil penelitian yang didapatkan dengan variabel fungsi algoritma dan iterasi. Pesawat LSU-05 mampu terbang selama 4680 s dengan kecepatan maksimal 16,7 m/s dan mampu terbang sejauh 300440 m dengan kecepatan 30,5556 m/s
Akhmad Nirman Zaki (2017)	Analisis Prestasi Terbang Jelajah <i>Endurance</i> Maksimum Pesawat N219	Hasil penelitian yang didapatkan dengan variasi ketinggian dan temperatur ISA diperoleh <i>endurance</i> terbaik dengan meningkatnya temperatur mulai dari ISA 0 sampai ISA 20+ dan ketinggian mulai dari <i>sea level</i> 1524 m sampai 3048 m

www.itk.ac.id

Nama dan Tahun Publikasi	Judul Referensi	Hasil Penelitian
Jemie Muliadi, Dewi H. Budiarti, Akhmad Rifai, dan Dyah Jatiningrum (2017)	Kemampuan Strategis Pesawat Udara Nir Awak BPPT Untuk Dioperasikan Dari Kapal Perang	Hasil penelitian yang didapatkan, jangkauan maksimal Pesawat PUNA BPPT sebesar 89000 m dari titik <i>take off</i> , serta mampu terbang selama 8820 s dan mampu terbang hingga ketinggian 3048 m.
I Nyoman Agus Adi Saputra, I Gusti Bagus Wijaya Kusuma, dan I Gusti Ngurah priambadi (2020)	Analisis Perbedaan <i>Mesh</i> Pada Simulasi <i>Boiler</i> PLTGU Tanjung Priok Berbasis CFD	Pada penelitian ini, hasil simulasi <i>boiler</i> tidak dipengaruhi dengan kualitas <i>meshing</i> kasar dan halus kecuali, penggunaan <i>boundary condition</i> yang tepat

