

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang.

*Wing* adalah bagian pesawat atau UAV yang memiliki fungsi sebagai komponen utama penghasil gaya angkat. *Wing* dapat menghasilkan gaya angkat diperoleh dari perbedaan tekanan antara bagian bawah yang lebih besar sedangkan diatas lebih kecil. Tekanan yang lebih besar akan mengalir pada bagian bawah wing menuju wing tip dan menggantikan tekanan yang kecil dibagian atasnya, fenomena tersebut menghasilkan *vortex* yang dapat mempengaruhi performa aerodinamika yang disebut sebagai induced drag. *Vortex* atau pusaran aliran udara memiliki energi kinetik rotasi dan translasi yang cukup besar. Hal tersebut mengurangi efektifitas *angle of attack* sehingga gaya angkat yang dihasilkan juga akan berkurang.

*Airfoil* MH 30 adalah *airfoil* yang serbaguna, yang telah digunakan oleh banyak produsen pesawat kecil dan UAV selama bertahun-tahun. *Airfoil* ini memiliki kinerja yang baik dalam berbagai kondisi, dan dapat menghasilkan *lift* yang tinggi dengan hambatan yang rendah. *Airfoil* ini juga memiliki karakteristik manuver yang baik, dan dapat menghasilkan *roll rate* yang tinggi. *Airfoil* MH 30 ini digunakan untuk UAV serindit V-2, Cessna 150, Glider ASK-21 dan UAV RQ-11 Raven.

Berbagai penelitian telah dilakukan untuk mengoptimalkan desain ujung sayap guna meningkatkan efisiensi dan performa aerodinamis UAV. Seperti salah satu penelitian yang dilakukan bagus julianto (2016) tentang performa aerodinamika sayap pesawat dengan variasi *cant angle* pada *winglet* dengan tipe *blended* kriteria dan parameter yang berbeda, termasuk kondisi pengoperasian, sudut serang, sudut *cant angle* pada *winglet* dan kecepatan udara, memiliki dampak yang signifikan terhadap seberapa baik berbagai jenis *winglet* bekerja. Saat disetel, komponen ini dapat memberikan performa terbaik, terutama saat meningkatkan performa seluruh desain. Setiap jenis *winglet* memiliki kualitas dan manfaat yang berbeda diantaranya dapat meningkatkan daya angkat, rasio L/D, performa lepas landas atau pendaratan, stabilitas arah, jangkauan, dan daya jelajah, serta

menurunkan turbulensi di belakang UAV.

Performa sayap akan meningkat dengan penggunaan *winglet* yang tepat. Tergantung pada geometri *winglet* dan sudut serang, menambahkan geometri *winglet* ke NACA 4412 secara umum dapat meningkatkan performa secara keseluruhan. Berdasarkan penelitian yang dilakukan oleh Muhammad Agung Bramantya, dkk (2020) bahwa *winglet* optimal untuk NACA 4412 adalah *winglet* campuran karena meningkatkan kinerja hingga 3,92% dan memiliki gaya angkat dan stabilitas yang lebih baik daripada variasi *spiroid* dan *wingtip fence*. Sedangkan menurut Abdul Qader Hasan et al, (2020) bahwa gaya angkat dan hambat paling sedikit terlihat pada pesawat dengan *winglet* Cant 45°. Performa aerodinamis dalam berbagai skenario penerbangan dapat ditingkatkan dengan mengubah sudut cant. Performa aerodinamis dipengaruhi secara positif oleh sudut *swept winglet* yang besar.

Naiknya sudut *swept* disebabkan oleh kombinasi hambatan parasit yang berkurang, hambatan gelombang yang berkurang pada Bilangan Mach tinggi, dan pengaruh gaya angkat yang disediakan oleh sayap (J. E. Guerrero, 2020). Tujuan utama dalam penelitian ini adalah untuk menyelidiki desain *winglet* yang efisien, oleh karena itu tujuannya adalah untuk mengidentifikasi ukuran *winglet* yang efisien dari setiap variasi *canted winglet*. Tujuan tersebut berlandaskan dari penelitian sebelumnya tentang analisis aerodinamika *unnamed aerial vehicle* serindit v-2 menggunakan cfd. Dari penelitian tersebut hasil yang diperoleh dari simulasi numerik menggunakan ANSYS Fluent telah menunjukkan kemampuannya untuk mendapatkan hasil yang mirip dengan hasil terowongan angin. ANSYS Fluent memberikan hasil yang memungkinkan peneliti menghemat biaya yang sangat besar dibandingkan dengan uji terowongan angin. Beberapa sorotan dari hasil simulasi ditunjukkan di bawah UAV Serindit V-2 memiliki koefisien angkat maksimum 1,445086 pada sudut serang 13°. Dan Nilai CD = 0.058912173. Dengan penjelasan penelitian sebelumnya diharapkan dengan penambahan variasi sudut *canted winglet* terhadap sudut serang dapat meningkatkan karakteristik aerodinamika wing MH 30, pernyataan tersebut dipertegas dari penelitian yang dilakukan oleh nurul anwar (2020) dengan judul desain dan

analisis konfigurasi geometri cfd *canted winglet* menuju karakteristik aerodinamis pada profil sayap UAV LSU-05. Berdasarkan hasil simulasi tersebut didapatkan bahwa pengaplikasian bentuk geometri *canted winglet* pada profil *wing* UAV LSU-05 mempengaruhi nilai CL/CD. Bahwa nilai CL/CD sebelum menggunakan *canted winglet* sebesar 18,904 setelah diaplikasikan meningkat menjadi 21,616.

Dimensi geometri sayap yang digunakan dalam penelitian ini adalah sayap dengan jenis *Airfoil* MH 30 yang merupakan *wing* dari UAV serindit V-2, sehingga bisa diaplikasikan modifikasi dari variasi sudut *canted winglet* dengan sudut 30° dan 40°, pemilihan sudut *canted winglet* berdasarkan pendapat dari A. Ghayour (2016) menyatakan bahwa sudut terbaik untuk *canted winglet* pada sayap UAV adalah antara 25 hingga 45 derajat. Dan untuk sudut serang yang dipilih yaitu 0°, 4°, 8° dan 12°, dipilihnya sudut serang tersebut berdasarkan pendapat Ranjan Ganguli (2016) bahwa pada umumnya, sayap UAV dirancang untuk terbang pada sudut serang yang relatif rendah, berkisar antara 0 hingga 15 derajat.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, maka dapat dirumuskan permasalahan yaitu:

1. Bagaimana pengaruh variasi sudut *canted winglet* terhadap *Coefficient lift* ( $C_l$ ) dan *Coefficient drag* ( $C_d$ ) pada *wing* MH 30?
2. Bagaimana pengaruh *angle of attack* ( $AoA$ ) terhadap *Coefficient lift* ( $C_l$ ) dan *Coefficient drag* ( $C_d$ ) pada *wing* MH 30 dengan menggunakan variasi sudut *canted winglet* .

### 1.3 Tujuan Penelitian

1. Mengetahui pengaruh variasi sudut *canted winglet* terhadap *Coefficient lift* ( $C_l$ ) dan *Coefficient drag* ( $C_d$ ) pada *wing* MH 30.
2. Mengetahui pengaruh *angle of attack* ( $AoA$ ) terhadap *Coefficient lift* ( $C_l$ ) dan *Coefficient drag* ( $C_d$ ) pada *wing* MH 30 dengan menggunakan variasi sudut *canted winglet*.

### 1.4 Batasan Masalah

Dalam penelitian ini, penulis memberikan batasan-batasan agar dapat terarah, sebagai berikut :

1. Kecepatan yang digunakan yaitu 24,55 m/s.
2. *Airfoil* yang digunakan pada penelitian ini adalah MH 30
3. variasi sudut *canted winglet* yang akan digunakan yaitu  $30^\circ$  dan  $40^\circ$ .
4. Parameter variasi yang akan dilakukan pada *Angle of Attack* ( $AoA$ ) yaitu  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$ , dan  $12^\circ$

### 1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui dampak dari variasi *canted winglet* pada *wing* terhadap *coefficient lift* ( $C_L$ ) dan *coefficient drag* ( $C_D$ ).
2. Mengetahui dampak dari variasi sudut serang terhadap *coefficient lift* ( $C_L$ ) dan *coefficient drag* ( $C_D$ ).
3. Mengetahui distribusi *vortex* pada daerah *wing*.

### 1.6 Sistematik penulisan

Penulisan tugas akhir ini dibagi menjadi lima bab dengan sistematika penulisan sebagai berikut:

#### **BAB I            PENDAHULUAN**

Bab ini menjelaskan tentang topik yang akan dibahas pada penelitian ini. Adapun yang akan dibahas meliputi latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat serta sistematika laporan pada tugas akhir

**BAB II            TINJAUAN PUSTAKA**

Bab ini membahas tentang landasan teori untuk menunjang penelitian pada bab ini, berisi kajian pustakan dan landasan teori.

**BAB III            METODOLOGI PENELITIAN**

Bab ini membahas tentang jalannya sebuah penelitian, berisikan diagram alir penelitian beserta penjelasannya.

**BAB IV            HASIL DAN PEMBAHASAN**

Bab ini berisikan hasil penelitian serta penjelasan terhadap hasil penelitian tersebut.

**BAB V            PENUTUP**

Bab ini berisi tentang kesimpulan dari seluruh pembahasan dan saran untuk untuk pembaca.

**DAFTAR PUSTAKA**

Bab ini berisi daftar sumber yang menjadi referensi laporan ini.