

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Kemajuan teknologi era modern semakin cepat salah satunya pesawat terbang yang membuat jarak dan waktu tempuh menjadi lebih efisien dan ekonomis. Pesawat terbang merupakan transportasi udara yang mampu mengudara dengan memanfaatkan gaya-gaya aerodinamis. Ada fase dimana pesawat terbang dikembangkan ke tingkat teknologi yang melampaui batas sehingga membuat pesawat terus berkembang hingga sekarang.

Perkembangan model dan bentuk komponen pesawat harus melalui tahap analisis. Dari berbagai penelitian yang telah dilakukan, beberapa membahas aerodinamika dengan meneliti jenis-jenis pergerakan yang terjadi ketika pesawat mengudara. Perancangan dan analisis sayap pesawat merupakan salah satu aplikasi utama ilmu aerodinamika yang mencakup cabang dari mekanika fluida. Sayap pesawat terbang dianggap komponen utama yang berfungsi untuk menciptakan gaya-gaya aerodinamis, salah satu gaya yang menjadi faktor pesawat bisa terbang adalah gaya angkat.

Dalam perkembangan pesawat terbang terdapat banyak jenis pesawat yang diciptakan sesuai kebutuhan dan kegunaannya masing-masing untuk keperluan tertentu. Organisasi-organisasi kedirgantaraan di beberapa negara mengadakan pertunjukan dan kompetisi pesawat STOL atau *Short Takeoff and Landing*. STOL merupakan pesawat udara yang mampu lepas landas dan mendarat di landasan yang sangat pendek. Untuk lepas landas pada kondisi tersebut, penting untuk memaksimalkan gaya angkat.

Airfoil adalah karakteristik geometri yang dirancang untuk menghasilkan reaksi ketika melalui atmosfer. Dalam kegunaannya pada pesawat terbang, *airfoil* merupakan bentuk dasar sayap yang dapat menghasilkan efek aerodinamis saat bergerak di udara.

Bentuk *airfoil* mendapatkan hak paten pertama dikembangkan oleh Horatio F Philips pada tahun 1884. Philips adalah orang inggris pertama yang melakukan eksperimen *airfoil* dalam terowongan angin. Tahun 1902 Wright bersaudara

melakukan pengujian *airfoil* dengan terowongan angin untuk mengembangkan bentuk sayap yang efisien kemudian memicu keberhasilan penerbangan pertama mereka pada 17 Desember 1903. *Airfoil* yang digunakan Wright bersaudara sangat mirip dengan desain dari Otto Lilienthal, yaitu tipis dan melengkung. Pada masa awal dilakukan pengujian *airfoil* bilangan Reynold yang digunakan sangat rendah.

Menghitung besar tekanan dapat dilakukan jika diketahui kecepatan aliran disekitar *airfoil*, namun masalahnya adalah tidak dapat menghitung kecepatan dan tekanan secara bersamaan pada geometri *airfoil* yang membuat pola aliran menjadi kompleks, mengingat persamaan dasar fluida (*Navier-Stokes*) tidak dapat diselesaikan pada geometri secara analitis. Hal ini dapat diselesaikan dengan metode numerik yang dikalkulasikan menggunakan komputer atau dikenal juga dengan *Computational Fluid Dynamics* (CFD).

Banyak penelitian sebelumnya terkait karakteristik dan performa dari *airfoil*. Beberapa penelitian yang telah dilakukan adalah analisis dari *airfoil* tentang pengaruh *angle of attack* terhadap koefisien *lift* dan *drag* (Karna S. Patel, 2014). Penelitian lain bertujuan untuk memaksimalkan gaya angkat pada saat pesawat lepas landas dengan konfigurasi *flap* dan *slat*.

Penelitian terhadap *airfoil* NACA 2412 yang dilengkapi dengan MAV (*Micro Air Vehicle*) atau komponen pendukung pada sayap *airfoil* NACA 2412 yang disebut dengan MAV NACA 2412 *wing*. Penelitian bertujuan memperoleh konfigurasi gaya angkat tinggi pada saat pesawat lepas landas. Konfigurasi MAV NACA 2412 paling ideal adalah saat *flap* berada pada posisi *extended* 40° dan sudut *stall* saat gaya angkat MAV NACA 2412 terjadi pada *angle of attack* 54° dan *angle of attack* 20° pada NACA 2412 yang tidak dilengkapi *flap* dan *slat* (Prabhakar dkk, 2013).

Ide awal yang menjadi dasar proyek *Easy-Fly* adalah merancang pesawat STOL *ultra-light* yang dibuat dari material komposit dengan karakteristik *drag* dan kecepatan *stall* yang sangat rendah. Sistem *high-lift* yaitu *flap* dan *slat* dirancang untuk memiliki karakteristik *drag* yang rendah dalam kondisi *cruise* dan koefisien *lift* maksimum yang sangat tinggi dalam konfigurasi *full-flap*.

Penelitian ini akan membahas konfigurasi *flap* dan *slat* guna mengetahui pengaruhnya terhadap koefisien *lift* dan *drag* dalam kondisi *takeoff* dan *landing* yang ditandai dengan bilangan Reynolds rendah. Konfigurasi ini dapat diterapkan pada pesawat STOL *ultra-light* dan *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV). *Slat* dirancang berbeda dari penelitian sebelumnya, konfigurasi *slat* dirancang *retractable* guna menghindari perubahan koefisien *lift* dan *drag* dari *airfoil* NACA 2412 dalam kondisi *cruise*. Desain aerodinamis dari *airfoil* NACA 2412 dilakukan analisis numerik kemudian dibandingkan dengan data uji terowongan angin dari penelitian-penelitian sebelumnya. Perancangan sistem *high-lift* pada *airfoil* NACA 2412 menggunakan AutoCAD 2021 dilanjutkan analisis numerik CFD untuk mendapatkan hasil *coefficient of lift* dan *coefficient of drag* pada kecepatan 20 m/s.

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah yang akan dibahas dalam penelitian ini antara lain:

1. Bagaimana karakteristik aerodinamika pada *airfoil* NACA 2412 terhadap tambahan konfigurasi *flap*?
2. Bagaimana pengaruh karakteristik aerodinamika terhadap tambahan konfigurasi *slat* pada *airfoil* NACA 2412?
3. Bagaimana hubungan konfigurasi *flap* dan *slat* pada *airfoil* NACA 2412 terhadap perubahan *coefficient of lift* (C_L), *coefficient of drag* (C_D) dan *angle of attack*?

1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah dalam penelitian ini yaitu:

1. Geometri yang digunakan adalah dua dimensi.
2. *Airfoil* NACA 2412 dengan panjang *chord* 1 meter.
3. *Flap* yang digunakan adalah jenis *slotted flap* dan *slat* dirancang *retractable*.
4. Aliran *incompressible* dengan kecepatan 20 m/s.
5. *Viscous model* Spalart-Allmaras.
6. Variasi *angle of attack* kelipatan 2 dari 0° hingga *stall*.
7. *Airfoil* dengan variasi bukaan *flap*

8. Tambahkan konfigurasi *slat* pada *airfoil* NACA 2412 dengan defleksi *flap* 30° dan 40°.

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah:

1. Mengetahui karakteristik aerodinamika pada *airfoil* NACA 2412 terhadap tambahan konfigurasi *flap*?
2. Mengetahui pengaruh karakteristik aerodinamika terhadap tambahan konfigurasi *slat* pada *airfoil* NACA 2412?
3. Mengetahui hubungan konfigurasi *flap* dan *slat* pada *airfoil* NACA 2412 terhadap perubahan *coefficient of lift* (C_L), *coefficient of drag* (C_D) dan *angle of attack*?

1.5 Manfaat Penelitian

Adapun manfaat dari penelitian ini sebagai berikut:

1. Bekal dalam pemahaman teori aerodinamika dalam kegunaannya pada pesawat terbang.
2. Memahami pengaruh penambahan system *high-lift* terhadap karakteristik aerodinamika pada sayap pesawat.
3. Mengurangi biaya dan waktu yang dibutuhkan dalam penelitian.

1.6 Sistematika Penulisan

Penulisan Tugas Akhir ini dibagi menjadi lima bab. Adapun sistematika penulisan adalah sebagai berikut:

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini menjelaskan tentang topik yang akan dibahas dalam penelitian. Pembahasan dalam penelitian ini adalah latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian dan sistematika laporan tugas akhir.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Bab ini membahas tentang kajian pustaka serta landasan teori untuk menunjang penelitian. Berisi kajian pustaka 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 membahas hasil penelitian dan penjelasan dari hasil penelitian yang dilakukan.

BAB V PENUTUP

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