

BAB I

PENDAHULUAN

1.1. Latar Belakang

Semakin berkembang pesatnya populasi manusia, menjadikan setiap manusia dituntut untuk dapat bergerak cepat agar dapat bersaing antara satu sama lain. Oleh karena itu transportasi udara yang dalam hal ini adalah pesawat terbang semakin menjadi pilihan transportasi utama. Sejalan dengan itu maka perkembangan teknologi dan perkembangan industri kedirgantaraan.

Pesawat sendiri dilengkapi oleh *flight control* yang mengendalikan pergerakan pesawat di udara. *Flight control* terdiri dari *Primary flight control system* dan *secondary flight control system*. *Secondary flight control system* terdiri atas *spoiler, slat, stabilizer, dan flap*.

Flap terdapat di bagian *trailing edge* pada sayap yang berfungsi untuk menambah gaya angkat dengan mengubah C_L ataupun menambah *camber* yang dapat meningkatkan gaya angkat dan gaya hambat pada saat lepas landas dan pendaratan.

Besaran gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap tergantung pada bentuk *airfoil*, daerah sayap dan juga kecepatan pesawat. Saat lepas landas dan mendarat kecepatan relatif rendah, padahal diperlukan kecepatan yang tinggi untuk memperoleh gaya angkat yang besar. Sedangkan ketika mendarat dibutuhkan kecepatan yang rendah serta memberikan efek pengereman tinggi yang bertujuan untuk mendarat yang mulus dan jarak luncur yang pendek. Sehingga untuk mendapatkan hasil tersebut desainer pesawat mencoba untuk meningkatkan area sayap dan mengubah bentuk *airfoil* dengan beberapa bagian yang bergerak di bidang *leading edge dan trailing edge*. Bagian di *leading edge* disebut *slat* dan di *trailing edge* disebut *flap*.

Flap dan *slat* bergerak di sepanjang lintasan logam yang ditempatkan pada sayap. Menggerakkan *flap* akan mengubah luasan sayap, sehingga akan mengubah *lift* dan *drag* yang dihasilkan.

Salah satu cara mengetahui besaran gaya angkat dan gaya hambat adalah melakukan pengujian *wind tunnel* dan melakukan pengujian secara komputasi. Jika kita melakukan pengujian *wind tunnel* maka kita harus membuat model 3D dan membuat sebuah produk airfoil untuk diujikan di *wind tunnel*, namun ketika kita melakukan pengujian secara komputasi kita bisa memodelkannya hanya dengan 2D maupun 3D.

Dalam sejarah munculnya *Computational Fluid Dynamics* ada pada sekitar akhir tahun 1970 ditandai oleh suksesnya NASA membuat eksperimen yang dinamakan HiMAT (*Highly Maneuverable Aircraft Technology*) didesain untuk menguji konsep pergerakan manuver untuk pesawat tempur generasi selanjutnya, ketika *wind tunnel* sedang menguji desain HiMAT, ditemukan bahwa hasil *drag* tidak dapat dibaca pada kecepatan mendekati suara, maka dari itu *Computational Fluid Dynamics* sangat diperlukan sebagai pengujian aerodinamika dan sejenisnya. Salah satu *software computational fluid dynamics* yang akan digunakan pada penelitian kali ini adalah ANSYS.

ANSYS adalah *software* dengan program paket yang dapat memodelkan perhitungan *numeric*, untuk menyelesaikan masalah yang berhubungan dengan mekanika, termasuk termasuk didalamnya masalah *static*, *dynamic*, analisis *structural*, perpindahan panas, fluida dan elektromagnetik.

Oleh karena itu, salah satu upaya peningkatan performa dari pesawat dengan melakukan penelitian mengenai *airfoil* menggunakan *flap* akan terus berkembang guna memperoleh hasil yang optimal. Penggunaan *software* dalam menganalisa desain suatu *flap* bertujuan untuk memperoleh hasil optimal dalam kinerjanya.

Jadi dalam tugas akhir ini akan menganalisis aerodinamika *flap* terhadap *coefficient lift* dan *drag* pada *airfoil* NACA Simetris 0021 secara *computational* dengan *software Ansys*

1.2. Rumusan Masalah

1. Bagaimana pemodelan NACA 0021 dengan penambahan *flap* jenis *fowler flap*.

2. Bagaimana pengaruh defleksi *flap* terhadap *Coefficient lift* (C_l) dan *Coefficient drag* (C_d) pada airfoil yang menggunakan *flap* dengan *software Ansys*.
3. Bagaimana pengaruh *angle of attack* (AoA) terhadap *Coefficient lift* (C_l) dan *Coefficient drag* (C_d) pada *airfoil* dengan atau menggunakan *flap*.

1.3. Batasan Masalah

1. Fluida yang digunakan adalah gas, yaitu udara, dengan asumsi:
 - a. Gas ideal
 - b. Kecepatan *Subsonic* (80 m/s)
 - c. Aliran udara dalam kondisi *Steady Flow*
2. Model yang diuji adalah *airfoil* NACA 0021 dengan menggunakan *flap* tipe *fowler flap*.
3. Parameter variasi yang akan dilakukan pada defleksi flap yaitu 0° , 10° , 15° , 30° , 40° .
4. Parameter variasi yang akan dilakukan pada *Angle of Attack* (AoA) yaitu 0° , 2° , 3° , 6° , 10° , 11° , 12° , 13° , 14° dan 15° .

1.4. Tujuan Penelitian

1. Mengetahui perbedaan NACA 0021 dengan menggunakan *flap* dan tanpa menggunakan *flap*.
2. Mengetahui nilai *Coefficient lift* (C_L) dan *Coefficient drag* (C_D) pada *airfoil*
3. Mengetahui fenomena aliran fluida yang terjadi pada permukaan *airfoil*.

1.5. Manfaat Penelitian

Manfaat pada penelitian ini adalah:

1. Memahami pengaruh penambahan *flap* terhadap gaya angkat yang dihasilkan.
2. Memahami pengaruh *Angle Of Attack* (AoA) terhadap *Coefficient lift* (C_L) dan *Coefficient drag* (C_D).
3. Memahami perbedaan NACA simetris dengan NACA yang lainnya.
4. Sebagai referensi desain *wing* pesawat.

1.6. Sistematika Penulisan

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

BAB I PENDAHULUAN

Bab ini membahas tentang latar belakang, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan, manfaat, dan sistematika laporan.

BAB II TINJAUAN PUSTAKA

Bab ini membahas tentang landasan teori untuk menunjang penelitian pada kali ini, 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 berisi hasil penelitian serta penjelasan terhadap hasil penelitian tersebut.

BAB V PENUTUP

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

DAFTAR PUSTAKA

Bab ini berisi daftar sumber yang menjadi referensi laporan ini.