

# BAB I PENDAHULUAN

## 1.1 Latar Belakang

*Airfoil* atau *aerofoil* adalah bentuk aerodinamika yang menghasilkan gaya angkat sebesar mungkin dan gaya hambat sekecil mungkin. Sayap pesawat terbang merupakan aplikasi dari *airfoil*. Pada bagian melintang sayap pesawat terbang terlihat bentuk dua dimensi dari *airfoil*. Bentuk *airfoil* mempengaruhi performansi aerodinamika dari pesawat terbang, terutama gaya angkat dipengaruhi juga oleh sudut serang. Sudut serang adalah sudut yang terbentuk antara *chord* dengan arah datangnya angin. (J. D. Anderson, 2010)

Penelitian terhadap bentuk *airfoil* terus dilakukan untuk mendapatkan performansi aerodinamika yang terbaik. Dengan gaya angkat yang lebih besar maka pesawat terbang dapat mengangkut beban lebih besar dan dapat melakukan lepas landas pada runway yang pendek.

Khairani melakukan penelitian dengan judul “Analisis Komputasi Perilaku Aliran Fluida Pada *Airfoil* Pesawat Terbang dengan Persamaan *Navier-Stokes*” menggunakan *airfoil* NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412. Dari hasil data penelitian didapat distribusi kecepatan maksimum dari ketiga jenis *airfoil*, maka NACA 6412 memiliki distribusi kecepatan paling stabil. Namun pada sudut serang  $0^\circ$  distribusi kecepatan maksimum tertinggi dimiliki oleh NACA 6412 sebesar 66.637 m/s dan pada sudut serang  $8^\circ$  distribusi kecepatan maksimum dimiliki oleh NACA 4412 sebesar 77.334 m/s. (Khairani Chindy, 2018)

Sugiarto melakukan penelitian dengan judul “Analisa Karakteristik *Airfoil* NACA 4412 dengan Metode *Wind Tunnel*” nilai lift dan *drag* akan semakin besar seiring dengan kenaikan sudut *Angle of Attack*. Tetapi, pada *Angle of Attack* tertentu *Lift* yang dihasilkan akan hilang. Kejadian itu disebut dengan *Stall*. Dari hasil, percobaan, kondisi *Stall* terjadi pada saat sudut *Angle of attack* menunjukkan diatas  $20^\circ$ . Semakin besar nilai  $C_L$  suatu *airfoil*, maka *lift* yang didapat pun akan semakin besar, begitu juga dengan *drag*. Semakin besar nilai  $C_D$ , maka semakin besar pula *drag* yang dihasilkan. (Sugiarto, Tris, 2008)

Gema melakukan penelitian dengan judul “Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamika *Airfoil* Naca 4412 Dengan Variasi Kecepatan Aliran Udara”

dilakukan dengan manufaktur model *airfoil* menggunakan besi dengan ukuran panjang chord 10 cm dan lebar span 23 cm. Percobaan dilakukan menggunakan *wind tunnel* jenis *open loop*. Variabel yang diukur dengan *wind tunnel* adalah gaya angkat dan gaya hambat dari *airfoil* menggunakan instrumen alat ukur. Dari hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat, kemudian diubah menjadi koefisien angkat dan koefisien hambat. (Erlangga Gema Pandji, 2017)

Hasil dari berbagai eksperimental telah banyak digunakan untuk mendesain dalam berbagai konfigurasi sayap. Beberapa metode dapat digunakan untuk melakukan pengujian terhadap model pesawat, seperti metode eksperimental dan metode komputasi. Dalam hal ini, metode komputasi dianggap lebih efisien bila dibandingkan dengan metode eksperimental. Karena, tidak memerlukan ruang yang besar untuk mendapatkan hasil yang maksimal dan waktu pengujian relatif lebih singkat bila dibandingkan metode eksperimental. Berkembangnya metode numerik juga menjadikan perhitungan komputasi menghasilkan data yang semakin baik. Salah satu kegunaan metode komputasi ialah untuk menganalisa permasalahan fluida dinamis.

Pada penelitian ini akan dilakukan 2 metode dengan variabel yang sama, metode yang dilakukan ialah metode eksperimental dan komputasi. Untuk mengetahui selisih data dan keakuratan dari kedua metode tersebut. Berdasarkan latar belakang tersebut, maka penulis memilih judul penelitian ini dengan “Analisa Aerodinamika *Airfoil* Pesawat Dengan Pendekatan *Computational Fluid Dynamic* dan *Wind Tunnel*”.

## **1.2 Rumusan Masalah**

Berdasarkan latar belakang di atas, maka permasalahan yang akan diangkat dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

- a. Bagaimana pengaruh bentuk *airfoil* sayap pesawat terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*?
- b. Bagaimana pengaruh bentuk kecepatan aliran udara terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*?
- c. Bagaimana pengaruh sudut serang aliran udara terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*?

- d. Berapa persentase selisih hasil data dengan metode eksperimental dan komputasi?

### 1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah yang digunakan pada skripsi ini adalah sebagai berikut:

- a. Penelitian dilakukan dengan bentuk *Airfoil* NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412
- b. *Wind Tunnel* yang digunakan tipe *open circuit*
- c. *Software* yang digunakan Ansys Fluent
- d. Karakteristik aerodinamika yang ditinjau adalah nilai *drag coefficient* ( $C_D$ ), sedangkan *lift* nilainya diwakili oleh nilai *lift coefficient* ( $C_L$ )
- e. Kondisi tekanan udara, suhu dan dimensi di kedua metode sama

### 1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah, sebagai berikut:

- a. Mengetahui pengaruh bentuk *airfoil* sayap pesawat terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*.
- b. Mengetahui pengaruh kecepatan aliran udara terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*.
- c. Mengetahui pengaruh sudut serang aliran udara terhadap *drag coefficient* dan *lift coefficient*.
- d. Mengetahui persentase selisih hasil data dengan metode eksperimental dan komputasi.

### 1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini memberikan suatu gambaran dari aliran fluida terhadap *airfoil* pesawat terbang secara eksperimental dan komputasi. Sehingga selanjutnya dapat dijadikan referensi dalam menentukan parameter pembuatan pesawat (*Unmanned Aerial Vehicle*) (UAV), agar memperoleh hasil yang efektif dan efisien.

## 1.6 Metodologi Penelitian

Penelitian disusun dengan langkah-langkah berikut:

1. Studi literatur  
Metode ini bertujuan menambah pemahaman dan wawasan untuk memperoleh pemahaman materi kajian secara khusus.
2. Perumusan masalah  
Setelah mendapatkan informasi dari literatur yang didapat, penulis dapat merumuskan masalah yang akan diselesaikan pada penelitian ini.
3. Menentukan variabel penelitian  
Selanjutnya adalah menentukan variabel penelitian. Pada rumusan masalah dan tujuan penelitian, penulis dapat menentukan variabel yang akan digunakan untuk memenuhi tujuan penelitian.
4. Menentukan dan membuat model *airfoil*  
Pada tahap ini model *Airfoil* dipilih berdasarkan literatur dan penelitian sebelumnya, yang digunakan pada penelitian ini adalah model NACA 2412, NACA 4412 dan NACA 6412.
5. Pengujian dan pengambilan data  
Pada penelitian ini akan dilakukan 2 metode dengan variabel yang sama, metode yang dilakukan ialah metode eksperimental dan komputasi. Data yang akan diambil adalah *drag coefficient* dan *lift coefficient*.
6. Analisa  
Analisa dilakukan bertujuan mengolah data yang didapatkan dari pengujian untuk mendapat kesimpulan terhadap bentuk *airfoil* yang diteliti.