

## **BAB I PENDAHULUAN**

Bab satu pendahuluan ini berisikan tentang latar belakang, rumusan masalah, tujuan penelitian, dan batasan masalah selama penelitian berlangsung. Berikut merupakan pembahasan lengkapnya pada bab satu pendahuluan ini :

### **1.1 Latar Belakang**

Perkembangan teknologi di bidang aerodinamika, khususnya dalam perancangan sayap pesawat, menuntut pemahaman yang mendalam terhadap karakteristik aliran fluida di sekitar *airfoil*. Menurut John D. Anderson, (2012), Parameter utama seperti gaya *lift* dan gaya *drag* menjadi faktor kunci dalam menentukan performa aerodinamika suatu sayap, dimana keduanya sangat dipengaruhi oleh sudut serang (*angle of attack*) dan kecepatan aliran udara. Selain itu, menurut Richards, (2016), mengatakan bahwa ketidaktepatan dalam menentukan parameter tersebut dapat menyebabkan penurunan efisiensi aerodinamika, bahkan berpotensi menimbulkan kondisi *stall* yang mengganggu stabilitas penerbangan.

Pendekatan teoritis dan simulasi numerik sering digunakan untuk memprediksi performa *airfoil*. Namun, Yunus A.Cengel & John M. Cimbala, (2018) mengatakan pendekatan tersebut memiliki keterbatasan dalam merepresentasikan fenomena nyata, terutama pada kondisi aliran kompleks seperti perkembangan lapisan batas, separasi aliran, serta interaksi berbagai komponen gaya *drag*. Oleh karena itu, Rae & Pope, (1999) dalam pengujian berbasis eksperimen menggunakan *wind tunnel* tetap menjadi metode penting untuk memperoleh data yang lebih akurat dan representatif terhadap kondisi sebenarnya. Gaya *drag* pada *airfoil* tidak hanya terdiri dari satu komponen, melainkan merupakan hasil kontribusi dari beberapa mekanisme, yaitu hambatan gesek (*skin friction*), hambatan tekanan (*pressure drag*), dan hambatan induksi (*induced drag*). Ketiga komponen tersebut dipengaruhi oleh kondisi aliran, termasuk *reynolds numbers number*, sudut serang, serta bentuk geometris *airfoil* (Schlichting, H., & Gersten, 2017). Penelitian sebelumnya yang dilakukan Abbott & Von Doenhoff (1959) menunjukkan bahwa peningkatan sudut serang akan meningkatkan gaya *lift*, namun juga diikuti oleh peningkatan gaya *drag* akibat perubahan distribusi tekanan dan terjadinya separasi aliran.

Keterbatasan dalam sistem pengujian eksperimen sering menjadi kendala, khususnya dalam hal akurasi pengukuran gaya dan pengendalian parameter uji. Sistem konvensional umumnya masih bersifat manual dan tidak terintegrasi, sehingga berpotensi menghasilkan data yang kurang konsisten (Popescu et al., 2022). Perkembangan teknologi *Internet of*

*things* (IoT) memberikan peluang untuk meningkatkan kualitas sistem eksperimen melalui integrasi sensor, aktuator, dan sistem monitoring berbasis jaringan (Gubbi et al., 2013). Penelitian terbaru oleh Setyoko et al. (2026) menunjukkan bahwa integrasi sistem akuisisi data berbasis mikrokontroler dan sensor digital mampu meningkatkan akurasi dan efisiensi pengukuran dalam eksperimen teknik. Selain itu, Wang et al. (2022) Penggunaan sensor *load cell* untuk pengukuran gaya serta sensor berbasis optik seperti *Time-of-Flight* (ToF) untuk pengukuran posisi telah banyak diterapkan dalam sistem pengukuran modern dengan hasil yang cukup akurat.

Pemilihan model *chambered airfoil* NACA 2412, NACA 4412, dan NACA 23012 pada penelitian ini didasarkan pada adanya perbedaan karakteristik *camber* dan distribusi tekanan yang mempengaruhi performa aerodinamika pada kondisi aliran subsonik berkecepatan rendah. Penelitian yang dilakukan oleh John D. Anderson (2012), *Chambered airfoil* dipilih karena memiliki kemampuan menghasilkan gaya *lift* lebih tinggi dibandingkan *airfoil* simetris pada sudut serang rendah hingga menengah. Konsep *airfoil* tersebut juga digunakan pada beberapa pesawat rancangan industri PT. Dirgantara Indonesia seperti CN-235 dan NC-212, yang dirancang untuk meningkatkan efisiensi aerodinamika serta performa *Take-off* dan *landing* pada kondisi operasi subsonik. Selain itu, model *airfoil* ini juga diaplikasikan pada pesawat ringan seperti Cessna 172 dan Piper PA-28, serta pada pesawat tanpa awak dengan model *unmanned aerial vehicle* (UAV) tipe *fixed-wing* yang digunakan militer seperti ScanEagle dan MQ-1 Predator yang beroperasi pada kondisi aliran subsonik berkecepatan rendah.

Namun, hingga saat ini masih terdapat keterbatasan penelitian eksperimental yang membandingkan secara langsung karakteristik aerodinamika ketiga jenis *airfoil* tersebut pada variasi sudut serang dan kecepatan aliran udara yang sama, khususnya dalam mengkaji kontribusi komponen *drag* seperti *induced drag* dan *pressure drag* pada sistem *wind tunnel* berbasis *Internet of things* (IoT). NACA 2412 dipilih karena memiliki karakteristik *camber* moderat dan banyak digunakan sebagai referensi penelitian aerodinamika eksperimental, sedangkan NACA 4412 dipilih karena memiliki *camber* lebih besar yang berpotensi menghasilkan gaya *lift* lebih tinggi namun juga meningkatkan *drag* akibat perubahan distribusi tekanan. Sementara itu, NACA 23012 dipilih karena memiliki konfigurasi *camber* yang lebih maju sehingga diperkirakan menghasilkan karakteristik aliran dan kestabilan tekanan yang berbeda dibandingkan seri NACA lainnya. Perbedaan karakteristik geometris tersebut menjadi penting untuk dianalisis guna mengetahui pengaruh bentuk *camber* terhadap performa gaya *lift*, gaya *drag*, rasio aerodinamika, serta distribusi komponen *drag*

pada kondisi *low-speed incompressible flow*. Selain itu, penelitian ini tidak menggunakan *airfoil* supersonik karena rentang kecepatan pengujian yang digunakan hanya 5–8 m/s sehingga fenomena aliran belum dipengaruhi efek kompresibilitas dan gelombang kejut (*shock wave*) yang umumnya terjadi pada aliran supersonik.

Berdasarkan permasalahan tersebut, penelitian ini dilakukan untuk menganalisis pengaruh variasi sudut serang dan kecepatan aliran udara terhadap gaya *lift* dan gaya *drag* pada model sayap *chambered airfoil* NACA 2412, 4412, dan 23012 melalui pengujian eksperimen menggunakan *wind tunnel* sirkuit terbuka. Selain itu, penelitian ini juga mengkaji karakteristik aerodinamika melalui rasio *lift* terhadap *drag* ( $L/D$ ), serta menganalisis kontribusi komponen *drag* seperti *skin friction*, *drag friction*, *induced drag*, dan *pressure drag*. Memperkuat hasil analisis, digunakan metode statistik *Two-way ANOVA* guna mengevaluasi pengaruh variabel dan interaksinya secara kuantitatif.

## **1.2 Rumusan Masalah**

Berikut merupakan rumusan masalah yang diajukan dalam penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Bagaimana pengaruh variasi *angle of attack* terhadap gaya *lift* dan gaya *drag* pada model sayap *chambered airfoil* 2412, 4412, dan 23012?
2. Bagaimana pengaruh kecepatan aliran udara terhadap gaya *lift* dan gaya *drag* pada model sayap *chambered airfoil* 2412, 4412, dan 23012?

## **1.3 Tujuan Penelitian**

Berdasarkan rumusan masalah yang ada, maka penelitian ini menghasilkan tujuan antara lain sebagai berikut :

1. Mengidentifikasi dan menganalisis pengaruh variasi *angle of attack* terhadap gaya *lift* dan gaya *drag*, serta karakteristik aerodinamika pada model sayap *chambered airfoil* 2412, 4412, dan 23012.
2. Mengidentifikasi dan menganalisis pengaruh kecepatan aliran udara terhadap gaya *lift*, gaya *drag*, serta performa aerodinamika pada model sayap *chambered airfoil* 2412, 4412, dan 23012.

## **1.4 Batasan Masalah**

Batasan masalah yang di implementasikan pada penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Penelitian ini hanya menggunakan *chambered airfoil* tipe NACA 2412, 4412, dan 23012.
2. Pengujian dilakukan di *wind tunnel* sirkuit terbuka (*open-circuit type*).
3. Massa jenis udara dianggap konstan dan aliran udara dianggap *uniform (steady flow)*.

4. Efek kelembaban, temperatur, dan tekanan atmosfer diabaikan.
5. Efek *reynolds number* ekstrem dan viskositas udara tidak dianalisis secara mendalam.
6. Interaksi *tip vortex* antar sayap tidak diperhitungkan.
7. Simulasi CFD dan visualisasi aliran tidak termasuk dalam ruang lingkup penelitian.
8. Analisis momen (*pitching moment*) tidak dilakukan.
9. Perbandingan efisiensi aerodinamika antar *airfoil* hanya didasarkan pada hasil pengujian eksperimental.
10. Penelitian ini tidak membahas desain struktur atau kekuatan dari material *airfoil*.

### 1.5 Sistematika Penulisan

Penyusunan laporan pada penelitian ini menjelaskan sistematika penulisan yang terbagi dari beberapa bab, antara lain sebagai berikut :

1. Bab I Pendahuluan.

Menjelaskan latar belakang mengenai kekurangan pada pengujian eksperimental dari penelitian sebelumnya yang dilandasi rumusan masalah yang akan diteliti mengandung parameter yang akan digunakan dalam penelitian untuk memberikan arah dan fokus pada penelitian. Kemudian tujuan penelitian menyebutkan secara spesifik dari peneliti yang ingin dicapai sesuai rumusan masalah yang ditetapkan dalam suatu karya ilmiah, dan batasan masalah menjelaskan tentang ruang lingkup masalah yang akan diteliti.

2. Bab II Tinjauan Pustaka.

Membahas landasan teori yang digunakan untuk menunjang penelitian dengan menjelaskan topik penelitian meliputi mengenai disiplin ilmu pendukung, teori dasar, penelitian terdahulu dan keterbaruan dari penelitian yang dilakukan dan diambil dari beberapa sumber yaitu dari buku, jurnal, maupun artikel ilmiah yang masih berhubungan dengan *wind tunnel* sirkuit terbuka dan model *chambered airfoil* 2412, 4412, dan 23012.

3. Bab III Metode Penelitian.

Menjelaskan waktu penelitian dan tempat melakukan penelitian, langkah-langkah yang telah diambil pada pelaksanaan penelitian akan disajikan dalam bentuk grafik, menjelaskan strategi pendekatan yang akan diambil untuk memperoleh jawaban dari rumusan masalah dan tujuan penelitian, dan cara pengolahan data dalam rangka mendapatkan Kesimpulan. Tahapan atau rancangan penelitian harus mengikuti standar yang telah ditetapkan serta sesuai dengan rumusan masalah yang telah ditentukan.

#### 4. Bab IV Hasil Penelitian dan Pembahasan.

Bab ini merupakan inti dari penelitian yang menyajikan hasil eksperimen serta analisis mendalam terhadap data yang diperoleh. Pembahasan diawali dengan penyajian data hasil pengujian *airfoil* serta hasil kalibrasi sistem, termasuk distribusi kecepatan aliran dalam *test section*. Selanjutnya dilakukan analisis koefisien aerodinamika yang meliputi koefisien *lift*, koefisien *drag*, dan rasio *lift* terhadap *drag* ( $L/D$ ) pada berbagai variasi sudut serang dan kecepatan aliran untuk masing-masing jenis *airfoil* (NACA 2412, 4412, dan 23012). Analisis dilanjutkan pada karakteristik aliran fluida dengan menghitung *reynolds numbers number* serta mengkaji fenomena lapisan batas (*boundary layer*) yang mempengaruhi hasil pengujian, termasuk pengaruh posisi *airfoil* yang bersifat dinamis terhadap distribusi aliran. Selanjutnya dilakukan analisis komponen gaya *drag* yang terdiri dari *skin friction*, *drag friction*, *induced drag*, dan *pressure drag*, untuk memahami kontribusi masing-masing komponen terhadap total gaya hambat yang terjadi. Pada bagian akhir, dilakukan analisis statistik menggunakan metode *Two-way ANOVA* untuk mengevaluasi pengaruh variabel sudut serang, kecepatan aliran, dan jenis *airfoil* terhadap gaya *lift*, gaya *drag*, serta rasio  $L/D$ . Analisis ini mencakup uji normalitas, uji homogenitas, interpretasi nilai *p-value*, analisis *F-value*, serta evaluasi interaksi antar variabel untuk menentukan variabel yang paling dominan dalam mempengaruhi performa aerodinamika.

#### 5. Bab V Penutup.

Bab ini berisi kesimpulan yang diperoleh dari seluruh rangkaian analisis penelitian, yang secara langsung menjawab tujuan penelitian terkait pengaruh sudut serang dan kecepatan aliran terhadap performa aerodinamika *airfoil*. Selain itu, disajikan temuan utama penelitian yang meliputi dominasi variabel tertentu, kondisi optimum performa aerodinamika, serta karakteristik aliran yang teridentifikasi selama pengujian. Bab ini juga memuat implikasi hasil penelitian terhadap pengembangan sistem pengujian aerodinamika berbasis eksperimen dan IoT, serta rekomendasi untuk penelitian selanjutnya, khususnya dalam pengembangan metode pengukuran, analisis distribusi tekanan, dan peningkatan kualitas aliran dalam *wind tunnel*.