

**STUDI EKSPERIMEN ANALISIS PENGGUNAAN *FORWARD WINGTIP FENCES CANT ANGLE 75<sup>0</sup>* DAN *REARWARD WINGTIP FENCES CANT ANGLE 75<sup>0</sup>* PADA WING AIRFOIL *EPPLER E562*  
(Pengaruh Desain *Wingtip Fences* Jenis *Rearward* dan *Forward Cant Angle 75<sup>0</sup>* Terhadap *Coefisien Pressure*)**

**Pradhika Agung Juniarwanto<sup>1</sup>, Bayu Dwi Cahyo<sup>2</sup>, Dewi Ratna Sari<sup>3</sup>**  
<sup>1,2,3</sup>Politeknik Penerbangan Surabaya, Jl. Jemur Handayani I/73, Surabaya 60236  
Email: [pradhikaagung0@gmail.com](mailto:pradhikaagung0@gmail.com)

**Abstrak**

Penelitian ini merupakan studi eksperimental rinci tentang karakteristik aerodinamika model sayap airfoil Eppler 562 dengan dan tanpa wingtip. Ada dua jenis wingtip fences dengan variasi yang akan digunakan dalam hal ini Penelitian yaitu rearward dan forward wingtip dipasang pada sudut cant 75°. Panjang chord dari airfoil adalah 72 mm dan panjang span 300 mm. Bilangan Reynolds (Re) yang digunakan adalah  $2,3 \times 10^4$  ( $U_\infty = 10 \text{ m / s}$ ) dengan sudutvariasi serangan ( $\alpha$ ) = 0° sampai 19°. Untuk penelitian ini, distribusi pressure di atas airfoil diukur menggunakan a transduser tekanan. Selain itu, pengukuran gaya angkat,gaya hambat dan koefisien pressure dari airfoil diperoleh dengan menggunakan sistem loadcell. Eksperimental Hasil penelitian menunjukkan bahwa sudut serang meningkat, pemisahan dan titik transisi bergerak menuju terdepan di semua model.

Perbedaan tekanan udara di bagian *upper surface* dan *lower surface* berpengaruh terhadap gaya angkat (*lift force*) karena kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi daripada permukaan bawah yang menyebabkan nilai *Cp upper surface* lebih rendah daripada nilai *Cp lower surface*.

**Kata Kunci:** Wingtip Fence, Eppler 562, Oil Flow Visualization, CL/CD.

**Abstract**

*This research is a detailed experimental study of the aerodynamic characteristics of the Eppler 562 airfoil wing model with and without wingtips. There are two types of wingtip fences with variations to be used in this study, namely the rear and front wing tip fences installed at a cant angle of 75°. The chord length of the airfoil is 72 mm and the span length is 300 mm. The Reynolds number (Re) used is  $2.3 \times 10^4$  ( $U_\infty = 10 \text{ m / s}$ ) with a variation angle of attack ( $\alpha$ ) = 0° to 19°. For this study, the pressure distribution over the airfoil was measured using a pressure transducer. In addition, the measurement of lift and drag of the airfoil is obtained using the load cell system. Experimental The results show that the angle of attack increases, the separation and the transition point move towards the forefront in all models.*

*The difference in air pressure on the upper surface and lower surface affects the lift force because the fluid velocity when passing through the upper surface is higher than the lower surface which causes the upper surface  $C_p$  value to be lower than the lower surface  $C_p$  value.*

**Keyword** : Wingtip Fence, Eppler 562, Oil Flow Visualization, CL/CD.

## PENDAHULUAN

Perkembangan teknologi penerbangan saat ini mengalami peningkatan yang pesat dan menjanjikan, khususnya pada desain dari bentuk aerodinamika pesawat terbang. Bagian ujung terluar sayap pesawat (*wingtip*) merupakan salah satu bagian yang mempunyai peranan penting pada pesawat terbang. Desain dari *wingtip* akan mempengaruhi kondisi aliran udara di sepanjang sayap yang mana akan berpengaruh terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* untuk meningkatkan performansi aerodinamika pesawat terbang. Hal ini menjadi perhatian bagi para peneliti untuk melakukan riset tentang desain *wingtip* yang dapat menghasilkan pengurangan *drag* dan peningkatan *lift* secara optimal.

Riset yang mengacu pada pengembangan teknologi airfoil sebagai salah satu bagian yang penting dalam dunia aerodinamika penerbangan telah banyak dilakukan pada tahun – tahun belakangan ini. Salah satunya adalah komponen tambahan pada sayap untuk menambah efektifitas penerbangan, contohnya adalah *flaps*, *slat* and *slot*, *vortex generator*, *Krueger flaps*, *winglet*, *fence* dan sebagainya yang berfungsi untuk menaikkan gaya angkat (*lift*) pesawat

terbang yang terletak pada sayap. Tujuan dari riset ini adalah mengurangi konsumsi bahan bakar pesawat terbang dengan cara meningkatkan *lift* yang sebesar-besarnya dan *drag* sekecil kecilnya. *Drag* adalah gaya hambat yang terjadi pada pesawat yang mana bila nilainya besar akan menurunkan performansi dan menambah konsumsi bahan bakar pesawat terbang.

Pada penelitian ini akan dianalisa performansi pengaruh bentuk winglet jenis

*forward wingtip fence* dan *rearward wingtip fence* dengan *cant angle*  $75^\circ$  pada *wing airfoil Eppler 562*.

### A. Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang disampaikan maka dapat ditentukan rumusan masalah sebagai berikut :

1. Apakah pengaruh perbedaan tekanan udara di bagian upper surface dan lower surface ?
2. Bagaimana pengaruh wingtip fences terhadap koefisien pressure ?
3. Bagaimana pengaruh distribusi pressure pada lower surface ?
4. Bagaimana pengaruh angle of attack pada koefisien pressure ?

Pada penelitian ini difokuskan untuk melihat detail karakteristik aliran fluida disekitar wingtip yang dimodifikasi menggunakan wingtip fence. Perlu batasan masalah agar pembahasan yang dilakukan sesuai tujuan yang telah ditentukan, antara lain :

1. Fluida yang digunakan adalah udara dengan kondisi aliran freestream bersifat steady, incompressible, dan viscous.
2. Kondisi yang diamati adalah saat cruising.
3. Kemungkinan terjadinya perpindahan panas diabaikan
4. Benda uji dianggap rigid body sehingga tidak mengevaluasi pengaruh vibrasi pada benda uji/model.
5. Tidak mengevaluasi aliran 3D yang terjadi pada sisi wall-body junction.
6. Tipe wing airfoil yang digunakan adalah Eppler 562.

Penulis memiliki beberapa tujuan dalam Analisa ini antara lain :

1. Untuk mendapatkan nilai koefisien tekanan (CP)

- Mengetahui dampak dari variasi Angle of Attack pada airfoil terhadap koefisien Pressure.
- Mengetahui distribusi tekanan pada airfoil.

Penelitian ini memiliki manfaat bagi beberapa pihak yang terkait didalamnya, yaitu sebagai berikut :

- Sebagai bentuk peran serta dalam pengembangan ilmu pengetahuan dan penelitian bagi Politeknik Penerbangan Surabaya khususnya program studi Teknik Pesawat Udara.
- Penelitian yang dilakukan dapat sebagai acuan untuk penelitian selanjutnya.
- Sebagai penerapan ilmu pengetahuan yang diperoleh selama menempuh pendidikan D.3 TPU di Poltekbang Surabaya.

#### **METODE PENELITIAN**

Pada penelitian kali ini, akan dilakukan pengukuran tekanan menggunakan alat transducer tekanan serta data aquisisi untuk mendapatkan informasi lengkap tentang koefisien lift (Cl), koefisien drag (Cd), koefisien tekanan (Cp) dan ratio Cl/Cd. Selain itu, akan dilakukan pengukuran dan evaluasi profil kecepatan dan oil flow visualization (OFV), sturktur trailing vortex dan tip vortex juga dievaluasi dengan metode tuft visualization. Studi eksperimen ini dilaksanakan di Laboratorium Aerodinamika Teknik Pesawat Udara Politeknik Penerbangan Surabaya dengan menggunakan wind tunnel dan beberapa peralatan lain yang diperlukan seperti manometer, Pitot static tube, dan weight balance. Ada beberapa hal penting yang harus diperhatikan dalam proses pengambilan data ini antara lain:

- Benda uji dan peralatan penelitian.
- Parameter-parameter dalam penelitian.
- Prosedur pengambilan data.
- Pemrosesan hasil eksperimen.

#### **Waktu dan Tempat Penelitian**

Pengujian ini dilaksanakan di Lab. Aerodynamic Politeknik Penerbangan Surabaya. Lokasi tersebut dipilih karena

memiliki alat yang dibutuhkan untuk penelitian dan mendapatkan data.

#### **Analisa Grup Tak Berdimensi Untuk Koefisien Tekanan Pada Airfoil Parameter yang diukur**

Analisa dimensi sangat diperlukan untuk mengetahui apakah suatu parameter berpengaruh terhadap suatu penelitian atau tidak. Pada penelitian ini, parameter-parameter yang mempengaruhi karakteristik aliran adalah sebagai berikut :

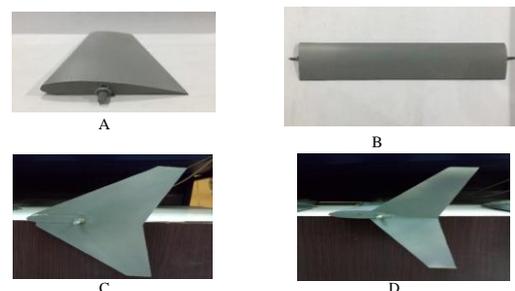
- Massa jenis fluida,  $\rho$  (kg/m<sup>3</sup>)
- Tinggi winglet atas,  $h_1$  (m)
- Viskositas fluida,  $\mu$  (N.s/m<sup>2</sup>)
- Tinggi winglet bawah,  $h_2$  (m)
- Kecepatan fluida,  $U_\infty$  (m/s)
- Panjang sayap/Span,  $l$  (m)
- Ketebalan boundary layer,
- Winglet minimum chord,  $w$  (m)
- Airfoil thickness,  $t$  (m)
- Winglet maximum chord,  $W$  (m)

#### **Desain Eksperimen**

Peralatan dan benda uji yang digunakan dalam eksperimen ini adalah sebagai berikut:

- Benda Uji Penelitian

Model sayap yang digunakan dalam percobaan ini adalah sayap dengan profil airfoil penelitian Turanoguz (2014) yaitu dengan menggunakan Eppler 562 (E562). Dibuat dengan modifikasi penambahan *winglet* dibagian tip untuk mengetahui pengaruh penambahan winglet dibandingkan tanpa model sayap tanpa *winglet*.



Gambar 3.3. Bentuk model airfoil (wing) a) Plain wing tampak samping b) Plain wing tampak atas c) Forward wingtip fence d) Rearward wingtip fences

- Peralatan Penelitian

#### **Terowongan Angin (Wind Tunnel)**

Pada studi eksperimen ini diguNakan wind tunnel untuk menguji benda dalam skala model,.Hal ini disebabkan pengukuran sebenarnya cukup sulit dan membutuhkan

biaya yang sangat mahal. Oleh karena itu, wind tunnel dibuat dengan kondisi yang mendekati kenyataan sehingga hasil yang didapatkan cukup akurat.

Wind tunnel yang digunakan eksperimen ini adalah *wind tunnel* jenis *open circuit wind tunnel*, dimana udara dengan kecepatan tertentu dialirkan ke dalamnya langsung bebas dilepas ke udara bebas setelah melalui *test section*. Spesifikasi *wind tunnel* di laboratorium Aerodinamika Politeknik.



Gambar 3.6. Wind Tunnel Open Circuit Airflow WT-60

- Transducer Tekanan dan Data Aquisisi  
Transducer tekanan dan data aquisition yang digunakan dalam percobaan hal ini dapat dilihat pada gambar berikut :



### Langkah Kerja

1. Proses Kalibrasi Pengukuran Manometer dan *Pressure Transducer*
2. Proses Kalibrasi Pengukuran *Lift* dan *Drag*
3. Pengambilan Data
4. Hasil Percobaan

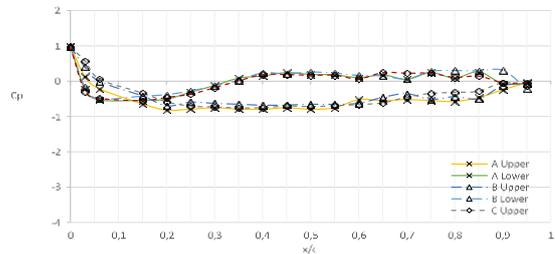
### Metode Pengumpulan Data

Pada penelitian kali ini pengujian dilakukan pada Wind Tunnel dengan menggunakan benda uji Airfoil Eppler 562 dengan jenis Plain wing, Rearward wingtip fences 75o, dan forward wingtip fences 75o sehingga didapatkan hasil perbedaan koefisien tekanan dari setiap jenis wing yang diuji.

- Prosedur Pengukuran Distribusi Tekanan
  - Mempersiapkan wing model penelitian Airfoil Eppler 562 yang akan diuji pada wind tunnel.
  - Menempatkan model dengan angle of attack tertentu misalnya 00 pada balance holder di wind tunnel test section yang dihubungkan pada skala pengukuran. Pastikan bolts telah dikencangkan dengan aman.
  - Lakukan proses kalibrasi manometer dengan pressure transducer
  - Hubungkan silicon hoses dari model wing ke water manometer dan digital manometer / pressure data logger. Hubungkan hose dengan bagian nomor selang model dengan selang hose water manometer dan Digital manometer (pressure data logger).
  - Run wind tunnel data recorder pada PC, bersihkan test data set sebelumnya pada memory recorder dan adapat recorder sehingga dapat dilakukan pada "Life Mode".
  - Hidupkan Pressure Data Logger dan hubungkan dengan PC. Uji pengukuran dan tekanan pada manometer digital dan yakinkan pada waktu yang sama wind tunnel airflow dihentikan (airspeed = 0)
  - Lakukan kalibrasi pengukuran manometer dan pressure transducer. Jika diinginkan melakukan pengujian dan kalibrasi pada setiap channel dapat dilakukan menggunakan software Measurement and Automation Explorer (MAX), yang dapat diaktifkan dengan meng-klik tools folder pada Signal Express Software to Pressure Data Logger.
  - Run Wind Tunnel dengan Reynolds Number  $2.3 \times 10^4$  ( $U_{\infty} = 10$  m/s) menggunakan control panel dan monitor pada PC. Record ketinggian air pada manometer atau photo shoot pada manometer.

- Hentikan aliran udara pada wind tunnel. Lakukan pengujian pada kecepatan yang diinginkan.
- Record distribusi tekanan atau ketinggian manometer untuk setiap level kecepatan.
- Tekan tombol record pada monitor dan pressure data logger kemudian ekspor hasilnya ke format excel dan simpan hasilnya pada hard disk.
- Mengulangi langkah diatas untuk variasi angle of attack di airfoil.
- Mematikan fan wind tunnel.
- Mengolah data yang telah diperoleh.

bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas semakin tinggi.



Gambar 4.1 sudut serang 0° pada upper surface dan lower surface plain wing

### HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada penelitian kali ni pengujian dilakukan pada Wind Tunnel dengan menggunakan benda uji Airfoil Eppler 562 dengan jenis Plain wing, Rearward wingtip fences 75o, dan forward wingtip fences 75o sehingga didapatkan hasil perbedaan coefisien pressure dari setiap jenis wing yang diuji. Hasil pada pengujian ni akan dianalisa dan ditampilkan dalam bentuk Grafik.

#### Hasil Pengujian

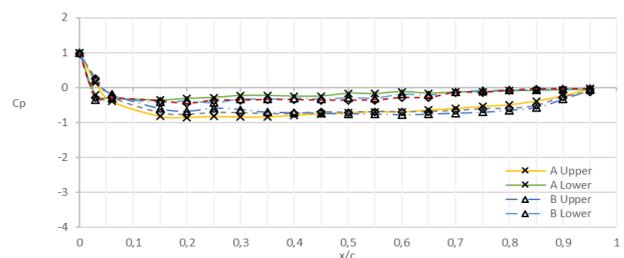
Koefisien tekanan ( $C_p$ ) merupakan bilangan tak berdimensi yang menggambarkan tekanan statis relative di dalam medan aliran. Koefisien tekanan merupakan parameter yang sangat berguna untuk memelajari karakteristik aliran fluida. Distribusi tekanan statis sepanjang airfoil dapat menginterpretasikan karakteristik aliran fluida yang terjadi.

#### Hasil Pengujian Plain wing

Nilai koefisien tekanan diambil pada pressure tap sepanjang span. Gambar 4.1 menunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah plain wing pada sudut serang 0o. Dari grafik tersebut didapatkan bahwa besarnya tekanan pada permukaan bawah lebih tinggi daripada permukaan atas, hal ni dikarenakan kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi sehingga nilai  $C_p$  akan semakin negatif. Hal ni pula yang menyebabkan airfoil memiliki gaya angkat (lift force). Semakin kecil atau negatif nilai  $C_p$  pada permukaan atas seiring bertambahnya sudut serang, menunjukkan

Setelah mencapai titik stagnasi, pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik  $C_p$  yang menurun secara landai sedangkan permukaan atas menurun secara drastis.

Pada sudut serang 0o perbedaan tekanan permukaan atas belum terjadi perbedaan yang signifikan sedangkan pada permukaan bawah tekanan cenderung meningkat secara teratur.



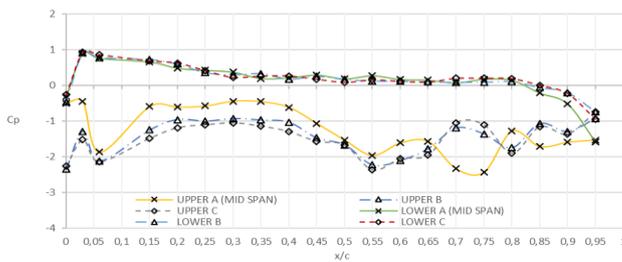
Gambar 4.2 sudut serang 19° pada upper surface dan lower surface plain wing

Gambar 4.2 ditunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah permukaan plain wing pada sudut serang 19o. Semakin kecil atau negative nilai  $C_p$  pada sisi permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas bertambah.

#### Hasil Pengujian Forward wingtip fences 75o

Gambar 4.3 ditunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari plain wing yang ditambah Forward Wingtip Fence Cant Angle 75o pada sudut serang 0o. Dari hasil grafik didapatkan besarnya tekanan pada

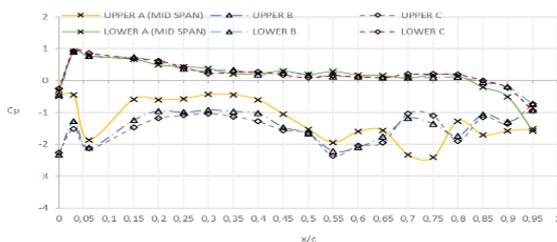
permukaan bawah lebih tinggi daripada permukaan atas, hal ini dikarenakan kecepatan fluida pada permukaan atas semakin tinggi.



Gambar 4.3 sudut serang  $0^\circ$  pada *upper surface* dan *lower surface* *forward wingtip fences*  $75^\circ$

Pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik  $C_p$  yang menurun landai. Sedangkan pada permukaan atas nilai  $C_p$  turun secara drastis.

Pada sudut serang  $0^\circ$  perbedaan tekanan permukaan atas belum terjadi perbedaan yang signifikan sedangkan pada permukaan bawah tekanan cenderung meningkat secara teratur.



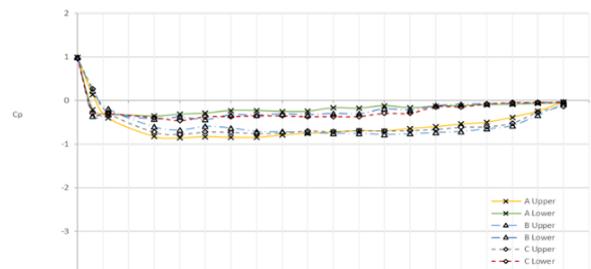
Gambar 4.4 sudut serang  $19^\circ$  pada *upper surface* dan *lower surface* *forward wingtip fences*  $75^\circ$

Gambar 4.4 ditunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah permukaan *forward wingtip fences* pada sudut serang  $19^\circ$ . Semakin kecil atau negative nilai  $C_p$  pada sisi permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas bertambah.

### Hasil Pengujian Rearward wingtip fences $75^\circ$

Gambar 4.5 ditunjukkan distribusi tekanan permukaan atas dan bawah dari plain

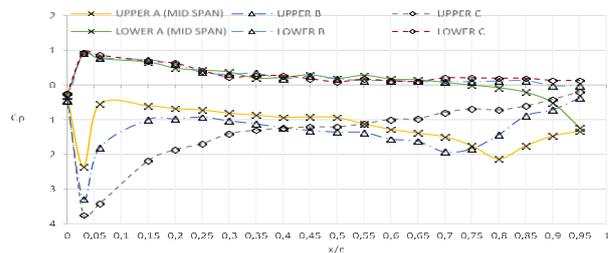
wing yang ditambah Rearward Wingtip fence Cant Angle  $75^\circ$  pada sudut serang  $0^\circ$ . Dari hasil grafik didapatkan besarnya tekanan pada permukaan bawah lebih tinggi daripada permukaan atas, hal ini dikarenakan kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi sehingga nilai  $C_p$  akan semakin negatif. Hal ini pula yang menyebabkan airfoil memiliki gaya angkat (*lift force*). Semakin kecil atau negatif nilai  $C_p$  pada permukaan atas seiring bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas semakin tinggi.



Gambar 4.5 sudut serang  $0^\circ$  pada *upper surface* dan *lower surface* *rearward wingtip fences*  $75^\circ$

Pada permukaan bawah mengalami percepatan yang ditandai dengan grafik  $C_p$  yang menurun landai. Sedangkan pada permukaan atas nilai  $C_p$  turun secara drastis.

Pada sudut serang  $0^\circ$  perbedaan tekanan permukaan atas belum terjadi perbedaan yang signifikan sedangkan pada permukaan bawah tekanan cenderung meningkat secara



Gambar 4.6 sudut serang  $19^\circ$  pada *upper surface* dan *lower surface* *rearward wingtip fences*  $75^\circ$

Gambar 4.6 ditunjukkan distribusi tekanan pada permukaan atas dan bawah permukaan *forward wingtip fences* pada sudut serang  $19^\circ$ . Semakin kecil atau negative nilai  $C_p$  pada sisi permukaan atas seiring dengan bertambahnya sudut serang, menunjukkan bahwa kecepatan fluida pada permukaan atas bertambah.

## **PENUTUP**

### **Simpulan**

Kesimpulan yang dapat diperoleh dari pengujian tugas akhir dapat diambil kesimpulan sesuai rumusan masalah yang telah ditentukan, sehingga kesimpulan dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Perbedaan tekanan udara di bagian *upper surface* dan *lower surface* berpengaruh terhadap gaya angkat (*lift force*) karena kecepatan fluida saat melewati permukaan atas lebih tinggi daripada permukaan bawah yang menyebabkan nilai  $C_p$  *upper surface* lebih rendah daripada nilai  $C_p$  *lower surface*.
2. Dengan adanya penambahan *wingtip fences* dapat mengurangi potensi separasi yang lebih awal pada trailing edge yang dapat mengakibatkan berkurangnya gaya angkat.
3. Penambahan *wingtip fences* pada *plain wing* membuat *coefisien pressure* pada *lower surface* menjadi stabil.
4. Semakin bertambahnya *angle of attack* perbedaan *coefisien pressure* antara *upper surface* dan *lower surface* menjadi semakin besar.

### **Saran**

Berikut merupakan beberapa saran untuk penelitian berikutnya yang berkaitan dengan penelitian ini:

1. Melakukan analisa lanjutan mengenai pengaruh penggunaan *forward wingtip fences* dan *rearward wingtip fences* terhadap *coefisien pressure* dengan variasi cant angle yang berbeda.
2. Menambah penelitian mengenai *coefisien lift* dan *coefisien drag*.
3. Dalam melakukan pengambilan data lakukan dengan teliti ketika menyambungkan selang *pressure tap* dengan *wind tunnel* agar tidak terjadi kesalahan dalam penerimaan data.

### **DAFTAR PUSTAKA**

- [1] Houghton, dkk. (2003) pengurangan skin friction drag dengan menggunakan laminar flow control by boundary-layer suction, artificial dolphin skins, dan riblets.

- [2] Myilsamy, D., Thirumalai, Y., and P S, P. (2015). Performance nvestigation of an aircraft wing at various cant angles of winglets using cfd simulation.
- [3] Myilsamy, Dinesh., Kenny Mark V., Dharni Vasudhevan Venkatesan, Santhosh Kumar B., Sree Radesh R., V. R. Sanal Kumar. 2014. Diagnostic nvestigation of Aircraft Performance at Different Winglet Cant Angles. nternational Journal of Mechanical, Aerospace, ndustrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering.
- [4] Ristic, S. (2007). Flow visualisation techniques n wind tunnels part – non optical methods. Scientific Technical Review LVII N., 1.
- [5] Suranto Putro, S., Sutardi, S., and Widodo, W. (2016). Numerical study of aerodynamic analysis on wing airfoil naca 43018 with the addition of forward and rearward wingtip fence. volume 1778.
- [6] Panjaitan, Anang Saputra (2017) Studi Numerik Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Di Sekitar Airfoil Eppler 562 Dengan Penambahan Forward Wingtip Fence Variasi Cant Angle 90o, 85o, 80o
- [7] Suranto Putro, S., Sutardi, S., and Widodo, W. (2018). Drag reduction analysis of wing airfoil e562 with forward wingtip fence at cant angle variations of 75° and 90° . volume 2001, page 050003.
- [8] Sutrisno, T., Mirmanto, H., Sasongko, H., and Noor, D. (2015). Study of the secondary flow structures caused the addition forward facing step turbulence generated: Case study: Horseshoe vortex between 9c7/32.5c50 body and endwall. Advances and Applications n Fluid Mechanics, 18:129–144.
- [9] Turanoguz, E. and Alemdaroglu, N. (2015). Design of a medium range tactical uav and mprovement of ts performance by using winglets. pages 1074–1083.