

# STUDI EKSPERIMENTAL PADA EFEK VARIASI WINGLETS PESAWAT T-34C-1 CHARLIE DENGAN MENGGUNAKAN LOW SUBSONIC WIND TUNNEL

Muhamad Jalu Purnomo  
Departemen Aeronautika  
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto  
jalu\_p@yahoo.com

## ABSTRACT

*This study examined the modification of the wings on Charlie T-34C-1 aircraft with the winglet model. Vortex on the wing tips can produce less efficient. The test object is a miniature this wing with a 1:35 scale with four wing specimens, three winglet are blended winglet, upswept winglet, twisted winglet, and the original wing. Experiments are carried out on the wind tunnel by lifting and dragging, each part of the angle of attack and the velocity of air flow, to reach obstacles and drag ( $C_L / C_D$ ) max. The best max performance ( $C_L / C_D$ ) of 3,709 occurs on the left wing. For without winglets ( $C_L / C_D$ ) a maximum of 2,445 on the wing with additional wings ( $C_L / C_D$ ) the max is smaller than the winglet mixed. The addition of winglets blended showed an increase of 55.01% compared to without modification of the addition of winglets.*

**Keywords:** *wingtip vortex, winglet design, wind tunnel, performance.*

## ABSTRAK

Penelitian ini mengaji pengaruh modifikasi penambahan *winglet* pada sayap pesawat T-34C-1 Charlie dengan variasi model *winglet*. *Vortex* pada *wingtip* dapat mengakibatkan kurang efisiennya fungsi sayap. Benda uji yang digunakan adalah miniatur sayap pesawat T-34C-1 Charlie dengan skala 1:35 dengan empat benda uji sayap, tiga benda uji model *winglet* yaitu sayap menggunakan *winglet blended*, *winglet upswept*, *winglet twisted*, dan sayap model asli diukur dari nol relatif sayap. Percobaan dilakukan pada *wind tunnel* dengan mengukur *lift* dan *drag*, masing-masing divariasikan sudut serang dan kecepatan aliran udara, untuk mendapatkan kerja terbaik dalam bentuk koefisien *lift* dan *drag* ( $C_L / C_D$ )<sub>max</sub>. Unjuk kerja ( $C_L / C_D$ )<sub>max</sub> terbaik sebesar 3,709 terjadi pada sayap *winglet blended*. Untuk tanpa *winglet* ( $C_L / C_D$ )<sub>max</sub> sebesar 2,445 pada sayap dengan penambahan *winglet* lain unjuk kerjanya ( $C_L / C_D$ )<sub>max</sub> lebih kecil dari *winglet blended*. Penambahan *winglet blended* menunjukkan kenaikan unjuk kerja sebesar 55,01% dibandingkan tanpa modifikasai penambahan *winglet*.

**Kata kunci:** *wingtip vortex, model winglet, wind tunnel, unjuk kerja.*

## 1. Pengantar

Pesawat T-34C-1 Charlie merupakan pesawat untuk *aerobatic* dan pelatihan militer. Seperti yang kita ketahui pesawat T-34C-1 Charlie hingga saat ini belum adanya modifikasi penambahan pada ujung sayap untuk mengurangi gaya hambat (*drag*) sehingga performa pesawat belum dapat dikatakan maksimal. Gaya hambat (*drag*) sangat berpengaruh pada performa pesawat terbang. Semakin tinggi nilai *drag* yang dihasilkan oleh sayap, maka *thrust* yang dibutuhkan oleh pesawat semakin besar pula. Untuk meningkatkan performa pesawat tersebut salah satunya dapat memodifikasi pada ujung sayap dengan menambahkan *winglet*. Sayap pesawat terbang dengan penambahan *winglet* sudah diteliti sejak 25 tahun yang lalu (Richard Whitcomb, NASA) telah mempatenkan pertama kali penggunaan *winglet* pada pesawat komersil pada tahun 1970-an. Bahwa penambahan *winglet* simetris pada ujung sayap adalah cara terbaik yang dapat digunakan pada pesawat umumnya, tetapi kurang efektif pada sayap *tapered* (Marchman, Manor dan Faery, 1978). Kontrak NASA pada tahun 1980 meneliti tentang *winglet* dan cara lain untuk mengurangi *drag* (*winglet*, *feather*, *sails*, dll). Dari penelitian tersebut ditemukan bahwa penambahan pada ujung sayap tersebut dapat meningkatkan efisiensi *lift-drag* dari 10-15%. Penelitian ini bermaksud mengkaji tentang pola aliran yang terjadi pada ujung sayap pesawat T-34C-1 Charlie dengan memodifikasi menambahkan *winglet* pada ujung sayap. Peneliti juga memvariasikan sudut serang, sudut *cant* dan kecepatan aliran udara, serta menganalisa pengukuran gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*) dan unjuk kerja sayap pesawat T-34C-1 Charlie. Dengan mengetahui pengaruh pemasangan *winglet* pada ujung sayap pesawat T-34C-1 Charlie, pemasangan *winglet* dapat meningkatkan performa pesawat T-34C-1 Charlie sehingga diharapkan pesawat bekerja lebih efisien dan murah.

### 1.1 Rumusan Masalah

Berdasarkan apa yang telah disebutkan diatas dapat dirumuskan, pada dasarnya penelitian ini menganalisa pengaruh modifikasi *winglet* yang dipasang pada ujung pesawat T-34C-1 Charlie, terhadap unjuk kerja aerodinamika perbandingan koefisien gaya angkat (*lift*) dengan koefisien gaya hambat udara (*drag*).

### 1.2 Tujuan Penelitian

Tujuan dari dilakukannya penelitian ini adalah :

- a. Mengetahui nilai koefisien *lift* maksimal  $(C_L)_{\max}$  terhadap modifikasi penambahan *winglet*,
- b. Mengetahui nilai koefisien *drag* minimal  $(C_D)_{\min}$  terhadap modifikasi penambahan *winglet*,
- c. Mengetahui unjuk kerja aerodinamika terbaik  $(C_L/C_D)_{\max}$  terhadap modifikasi penambahan *winglet*.

### 1.3 Batasan Masalah

Sebagai acuan arah penelitian, diberikan batasan masalah sebagai berikut :

- a. Alat uji yang digunakan dalam penelitian ini adalah terowongan angin kecepatan rendah (*Low Subsonic Wind Tunnel*) di UGM
- b. Kecepatan udara yang digunakan sebesar 10 m/s, 15 m/s,
- c. Variasai sudut serang adalah  $0^0$ ,  $3^0$ ,  $6^0$ ,  $9^0$ ,  $12^0$ ,  $15^0$ ,  $18^0$ , dan  $21^0$ ,
- d. Perbandingan skala 1 : 35 pada sayap pesawat T-34C-1 Charlie,
- e. Variasi *winglet* yang digunakan adalah :
  - Sayap tidak menggunakan *winglet*,
  - Sayap menggunakan *winglet blended*,
  - Sayap menggunakan *winglet upswept*,
  - Sayap menggunakan *winglet twisted*.
- f. Analisa dan pembahasan meliputi gaya angkat (*lift*), gaya hambat udara (*drag*), dan unjuk kerja ( $C_L/C_D$ ).

## 2. Landasan Teori

### 2.1 Gaya-gaya yang Bekerja pada Pesawat Terbang

Gaya yang bekerja pada pesawat meliputi 4 gaya, yaitu gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), gaya berat (*weight*), dan gaya hambat udara (*drag*). Supaya pesawat dapat terbang maka diperlukan gaya angkat (*lift*) lebih besar, gaya ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi (*weight*) sehingga pesawat dapat terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa.



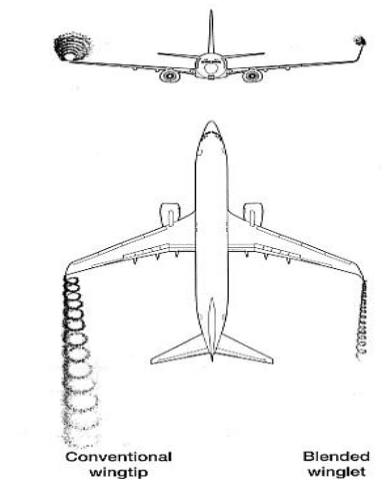
Gambar 2.1 *Force Of Flight* pada Pesawat Terbang (wattflyer.com)

Sumber gaya angkat (*lift*) yang lain adalah perbedaan tekanan udara dipermukaan atas dan dipermukaan bawah sayap, dimana terjadi penerapan Hukum Bernoulli disini. Untuk aliran inkompresibel, dimana  $\rho =$  konstan persamaan yang terjadi adalah :

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \dots\dots\dots(2.1)$$

### 2.2 *Wingtip Vortex*

Di ujung luar sayap, *vortex* ini membentuk pusaran yang berputar cukup cepat. *Vortex* ini juga mengakibatkan *Drag* yang disebut *Induced Drag*. Makin besar *lift* yang dihasilkan makin besar *Induced Drag* yang terjadi, begitu pula dengan *Vortex* di ujung sayap ini (*Wingtip Vortex*). Kekuatan *Wingtip Vortex* ini berbanding lurus dengan berat pesawat dan berbanding terbalik dengan *Wing Span* (rentang sayap dari ujung ke ujung) serta kecepatan pesawat. Makin kecil kecepatan pesawat makin besar *Angle of Attack*nya (sudur serang yang dibentuk oleh sayap pesawat terhadap garis horizontal) dan makin besar *Wingtip Vortex*nya. Hasilnya *Wingtip Vortex* ini makin besar pada saat pesawat terbang dengan kecepatan rendah dan memerlukan *Lift* yang besar yaitu saat lepas landas, mendaki (*Climb*), dan mendarat. *Wingtip vortex* tidak dapat dihilangkan, tapi yang dapat diusahakan adalah memperkecil pengaruhnya; yaitu dengan cara memperpanjang sayap (memperbesar *aspect ratio*) serta membuat ujung sayap berbentuk tirus (*tapered*).



Gambar 2.3 Perbedaan dengan menggunakan dan tidak menggunakan *winglet* (aeroengineering.com)

### 2.3 Reynolds Number

Bilangan Reynolds merupakan bilangan tak berdimensi yang menyatakan perbandingan antara gaya inersia dan gaya viskos didalam fluida. Karakteristik aliran pipa tergantung pada nilai bilangan Reynolds. Menurut hasil percobaan oleh Reynolds, apabila angka Reynolds kurang daripada 2000, aliran biasanya merupakan aliran *laminar*. Apabila angka Reynolds lebih besar dari pada 4000, aliran biasanya adalah *turbulent*. Sedang antara 2000 dan 4000 aliran dapat *laminar* atau *turbulent* tergantung pada faktor-faktor yang mempengaruhi (Jeremy, M 2005).

Pada kasus aliran yang melalui *airfoil*, terdapat 2 konsep perhitungan, yaitu :

- a. *Overall Reynolds number*

$$Re = \left( \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu} \right) \dots\dots\dots(2.2)$$

- b. *Local Reynolds number*

$$Re(x) = \left( \frac{\rho \cdot v \cdot x}{\mu} \right) \dots\dots\dots(2.3)$$

Dimana x diukur sejauh x dibelakang trailing edge. Hubungan antara reynolds number dengan *boundary layer* bisa menerangkan kenapa aliran yang melewati *airfoil* dimulai dari *boundary layer laminar* tetapi selanjutnya menjadi *turbulent downstream*. Rx relatif kecil pada ujung *airfoil* yang mengindikasikan aliran *laminar*. Pada aliran *downstream*, x meningkat dan menjadikan Rx menjadi lebih besar dan aliran berubah menjadi *turbulent*. Nilai Rx pada saat mengalami pergantian aliran *laminar* menjadi *turbulent* disebut sebagai *transition Reynolds number* (RT).

## 2.5 Gaya Angkat (*Lift*)

*Lift* (gaya angkat) melawan gaya dari *weight*, dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap, dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap (Anderson, J. D 2004).

Besarnya gaya angkat untuk mengangkat benda dengan bidang luasan  $A$  umumnya didefinisikan sebagai :

$$F_L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}{2} \dots \dots \dots (2.4)$$

Dari persamaan gaya *lift* diatas maka persamaan koefisien gaya angkat adalah :

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \dots \dots \dots (2.5)$$

## 2.6 Gaya Hambat (*Drag*)

*Drag* adalah gaya ke belakang, menarik mundur, dan disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, fuselage, dan objek-objek lain. *Drag* kebalikan dari *thrust*, dan beraksi ke belakang paralel dengan arah angin relatif (*relative wind*) (Anderson, J. D 2004).

Besarnya gaya hambat dapat dihitung dengan persamaan :

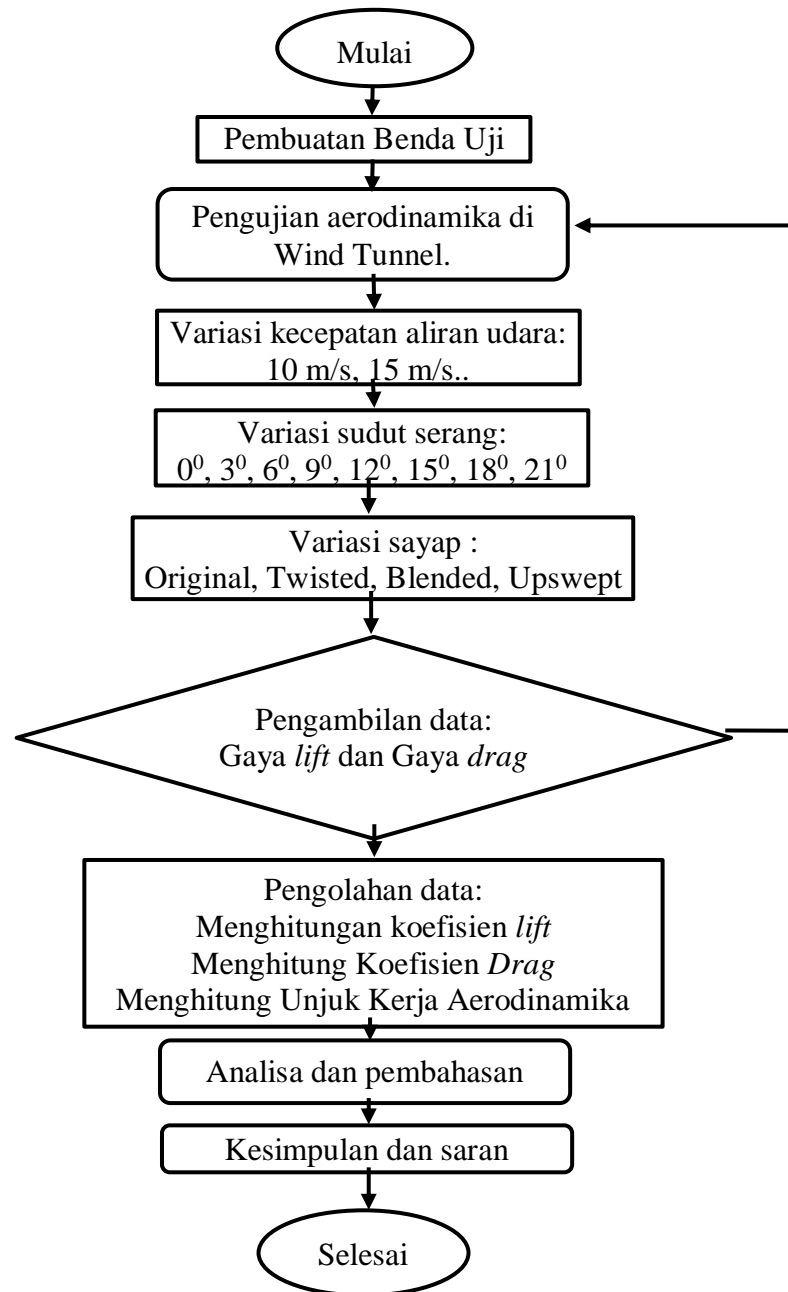
$$F_D = \frac{C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}{2} \dots \dots \dots (2.6)$$

Dari persamaan gaya hambat diatas maka persamaan koefisien gaya hambat adalah :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A} \dots \dots \dots (2.7)$$

### 3. Metodologi Penelitian

Diagram alir penelitian yang digunakan dalam penelitian ini, yaitu sebagai berikut :



Gambar. 3.1 Diagram alur penelitian

### 3.1 Bahan dan Alat Penelitian

- a. Sayap pesawat T-34C-1 Charlie dengan skala 1: 35
- *Airfoil* = NACA 23012
  - *Wing Span* = 292,571 mm
  - *Setengah Wing Span* =  $292,571 / 2$   
= 146,2855 mm
  - *Root Chord* = 58,085 mm
  - *Tip Chord* = 31,914 mm

- b. Spesimen 1 sayap tanpa *winglet* terbuat dari kayu balsa



Gambar 3.1 Sayap tanpa *winglet*

- c. Spesimen 2 sayap dengan *winglet blended* terbuat dari kayu balsa.



Gambar 3.2 Sayap dengan *winglet blended*

- d. Spesimen 3 sayap dengan *winglet upswept* terbuat dari kayu balsa.



Gambar 3.3 Sayap dengan *winglet upswept*

- e. Spesimen 4 sayap dengan *winglet twisted* terbuat dari kayu balsa.



Gambar 3.4 Sayap dengan *winglet twisted*



### 3.2 Alat Penelitian

Alat-alat yang digunakan pada penelitian ini adalah :

- a. *Wind tunnel* kategori *low turbulence subsinic*
- b. Timbangan pengukur *lift* dan *drag* dengan sensitifitas 0,01 N
- c. Thermometer
- d. Barometer
- e. Kamera

### 3.3 Tahapan Pengujian dan Pengambilan Data

- a. Mencatat tekanan dan suhu ruangan sebelum melakukan pengujian. Memasang benda uji didalam seksi uji *wind tunnel*.
- b. Memasang benda uji diatas timbangan, atur timbangan *lift* dan *drag* hingga menunjukkan angka 0 N.
- c. Hidupkan *wind tunnel* dengan *switch* sumber listrik posisi ON.
- d. Putar potensiometer pengatur frekuensi sehingga mencapai nilai tertentu, perhatikan manometer kecepatan, sesuaikan dengan kebutuhan kecepatan aliran udara (batas maksimum frekuensi adalah 50 Hz).
- e. Langkah-langkah tersebut diulangi untuk benda uji selanjutnya, sedangkan variasi kecepatan cukup memutar tombol pengatur kecepatan dan menyesuaikan kecepatan aliran udara sesuai dengan yang dibutuhkan.
- f. Mencatat hasil pengukuran dari empat benda uji, masing-masing dua variasi kecepatan.
- g. Bila percobaan telah selesai, kurangi frekuensi dengan memutar kembali potensiometer pengatur, hingga mencapai frekuensi 00 Hz.
- h. Matikan *wind tunnel* dengan menekan tombol *switch* STOP (berwarna merah).

### 3.3 Analisa Penelitian

Data hasil pengolahan berupa grafik tiap benda uji, dibandingkan antara benda uji satu dengan benda uji lainnya. Sehingga dapat diketahui benda uji yang memiliki koefisien gaya *lift*, gaya *drag*, serta unjuk kerja yang lebih besar atau lebih kecil.

## 4. HASIL DAN PEMBAHASAN

### 4.1 Perhitungan

a. Perhitungan Bilangan Reynolds *Number*

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot C}{\mu}$$

Dengan :

$$\begin{aligned} \rho &= 1,225 \text{ kg/m}^3 \\ V &= 10 \text{ m/s dan } 15 \text{ m/s} \\ C &= 0.045 \text{ m} \\ \mu &= 1,839 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s} \end{aligned}$$

Re untuk kecepatan 10 m/s

$$\begin{aligned} Re &= \frac{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times 10 \frac{\text{m}}{\text{s}} \times 0,045 \text{ m}}{1,839 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}} \\ &= 29.975,53 \end{aligned}$$

Re untuk kecepatan 15 m/s

$$\begin{aligned} Re &= \frac{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times 15 \frac{\text{m}}{\text{s}} \times 0,045 \text{ m}}{1,839 \times 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m.s}}} \\ &= 44.963,29 \end{aligned}$$

b. Perhitungan Koefisien *Lift* dan *Drag*

Persamaan koefisien *Lift* adalah

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{0,119 \text{ N}}{\frac{1}{2} \times 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times 10^2 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \times (7539 \times 10^{-6}) \text{ m}^2} \\ &= 0,257 \end{aligned}$$

Persamaan koefisien *Drag* adalah

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}$$

$$\begin{aligned} C_D &= \frac{0,063 \text{ N}}{\frac{1}{2} \times 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \times 10^2 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2} \times (7539 \times 10^{-6}) \text{ m}^2} \\ &= 0,136 \end{aligned}$$

c. Perhitungan Unjuk Kerja Aerodinamika

Unjuk kerja aerodinamika merupakan perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag*.

$$\begin{aligned} \text{Unjuk kerja aerodinamika} &= \frac{C_L}{C_D} \\ &= \frac{0,257}{0,136} \\ &= 1,889 \end{aligned}$$

#### 4.2 Hasil Perhitungan

Tabel 4.1 Koefisien Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada kecepatan 10 m/s

Koefisien Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada kecepatan 10 m/s								
$\alpha$	Jenis Winglet							
	WNW		WBLENDDED		WUPSWEPT		WTWISTED	
	Lift	Drag	Lift	Drag	Lift	Drag	Lift	Drag
0	0.139	0	0.199	0	0.322	0	0.337	0
3	0.179	0	0.321	0.120	0.339	0.132	0.341	0.123
6	0.257	0.136	0.444	0.134	0.394	0.151	0.424	0.142
9	0.318	0.140	0.580	0.153	0.594	0.168	0.580	0.172
12	0.428	0.175	0.752	0.203	0.674	0.200	0.705	0.221
15	0.400	0.197	0.716	0.206	0.750	0.244	0.685	0.242
18	0.376	0.257	0.659	0.243	0.716	0.274	0.633	0.280
21	0.344	0.275	0.586	0.304	0.636	0.305	0.582	0.309

Tabel 4.2 Unjuk Kerja pada kecepatan 10 m/s

Unjuk Kerja pada Kecepatan 10 m/s				
$\alpha$	Jenis Winglet			
	WNW	WBLENDDED	WUPSWEPT	WTWISTED
	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$
0	0	0	0	0
3	0	2.675	2.568	2.772
6	1.889	3.313	2.609	2.985
9	2.271	3.790	3.535	3.372
12	2.445	3.704	3.370	3.190
15	2.030	3.475	3.073	2.830
18	1.463	2.711	2.613	2.260
21	1.250	1.927	2.085	1.883

Tabel 4.3 Koefisien Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada kecepatan 15 m/s

Koefisien Gaya Angkat dan Gaya Hambat pada kecepatan 15 m/s								
$\alpha$	Jenis <i>Winglet</i>							
	<i>WNW</i>		<i>WBLENDED</i>		<i>WUPSWEPT</i>		<i>WTWISTED</i>	
	<i>Lift</i>	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	<i>Drag</i>	<i>Lift</i>	<i>Drag</i>
0	0.170	0	0.139	0	0.176	0	0.216	0
3	0.175	0.142	0.207	0.133	0.194	0.138	0.219	0.123
6	0.242	0.144	0.292	0.149	0.244	0.142	0.321	0.130
9	0.416	0.166	0.491	0.165	0.413	0.158	0.452	0.169
12	0.439	0.182	0.604	0.190	0.528	0.222	0.558	0.205
15	0.429	0.222	0.589	0.228	0.499	0.234	0.532	0.232
18	0.405	0.259	0.533	0.237	0.470	0.266	0.511	0.247
21	0.387	0.274	0.496	0.244	0.462	0.292	0.489	0.270

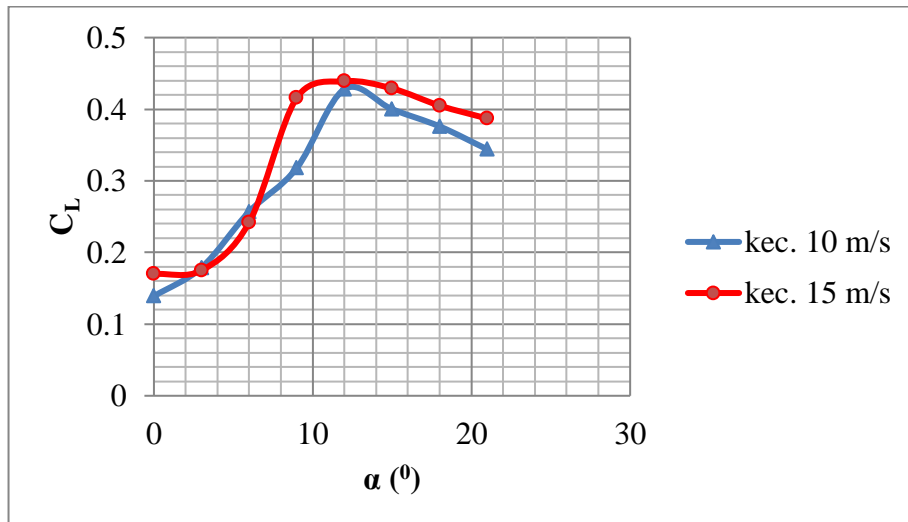
Tabel 4.4 Unjuk kerja pada kecepatan 15 m/s

Unjuk Kerja pada Kecepatan 15 m/s				
$\alpha$	Jenis <i>Winglet</i>			
	<i>WNW</i>	<i>WBLENDED</i>	<i>WUPSWEPT</i>	<i>WTWISTED</i>
	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$	$C_L/C_D$
0	0	0	0	0
3	1.232	1.556	1.405	1.780
6	1.680	1.959	1.718	2.469
9	2.506	2.975	2.613	2.674
12	2.412	3.178	2.378	2.721
15	1.932	2.583	2.132	2.293
18	1.563	2.248	1.766	2.068
21	1.412	2.032	1.582	1.811

### 4.3 Pembahasan

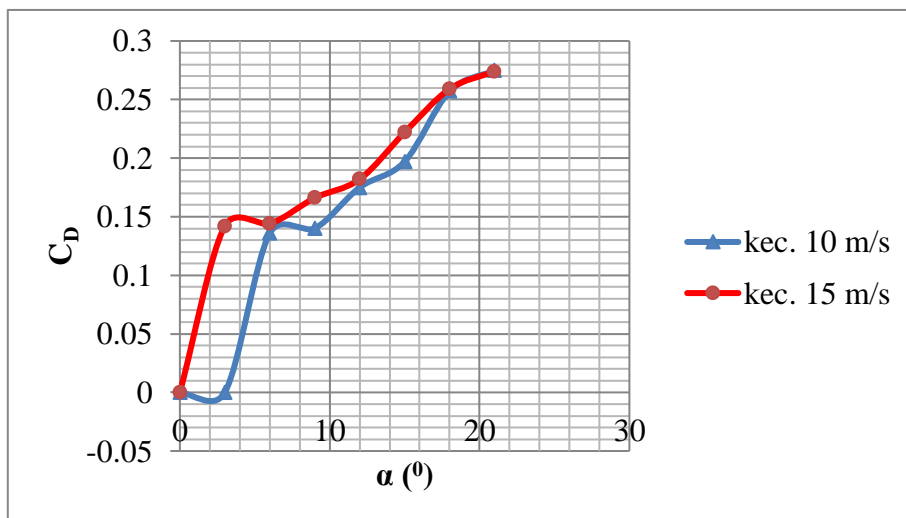
#### 4.3.1 Sayap Tanpa Modifikasi Penambahan *Winglet*

dengan dua variasi kecepatan aliran udara yaitu 10 m/s dan 15 m/s. Setiap variasi kecepatan udara dengan sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $18^\circ$ , dan  $21^\circ$ .



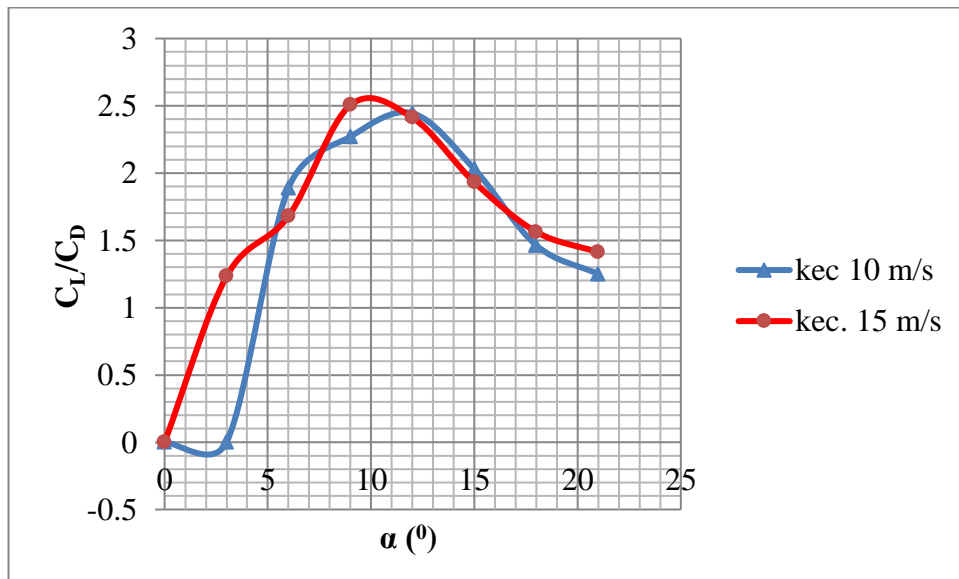
Gambar 4.1 Grafik alfa-  $C_L$  sayap tanpa modifikasi penambahan *winglet*.

Pada gambar 4.1 dapat dilihat koefisien gaya *lift* maksimal terjadi pada sudut serang  $12^\circ$  pada kecepatan 15 m/s sebesar 0,439.



Gambar 4.2 Grafik alfa- $C_D$  sayap tanpa modifikasi penambahan *winglet*.

Dari gambar 4.2 terlihat bahwa koefisien *drag* meningkat dengan penambahan kecepatan aliran udara. Pada kecepatan 10 m/s, koefisien gaya *drag* pada sudut serang  $21^\circ$  sebesar 0,275.

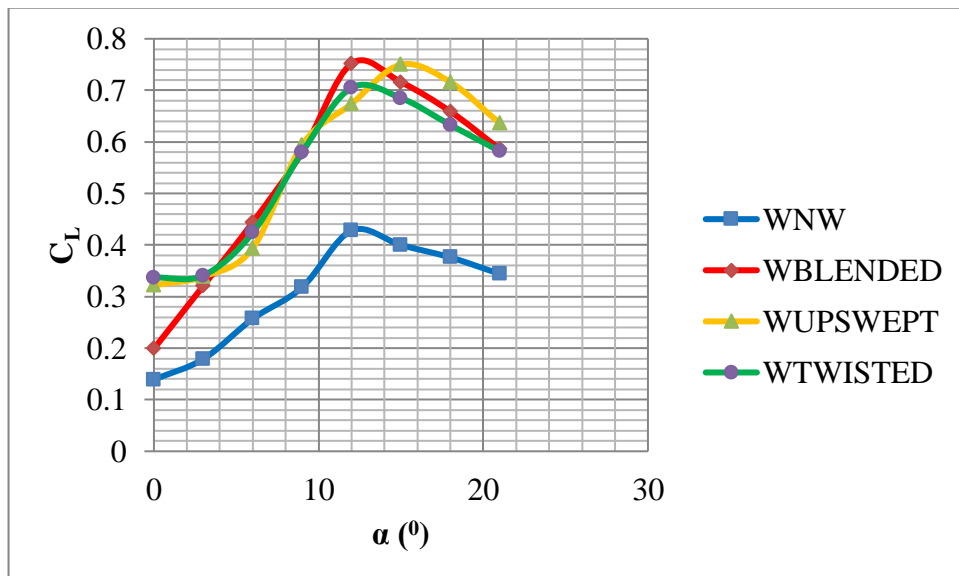


Gambar 4.3 Grafik unjuk kerja sayap tanpa modifikasi penambahan *winglet*.

Pada kecepatan aliran udara 15 m/s, unjuk kerja maksimal sayap terjadi pada sudut serang  $9^\circ$  sebesar 2,506. Rasio  $C_L/C_D$  meningkat dengan cepat pada awalnya, karena  $C_L$  meningkat dengan cepat dan  $C_D$  bergerak meningkat sedikit atau bisa dibilang konstan.

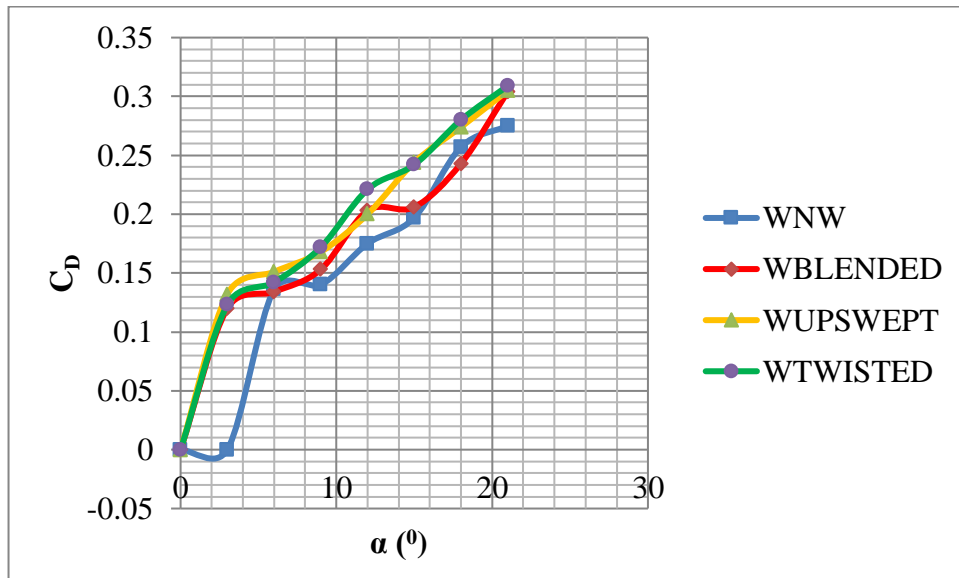
Sayap Dengan Modifikasi Penambahan *Winglet*

a. Pada kecepatan aliran udara 10 m/s dengan 4 variasi sayap



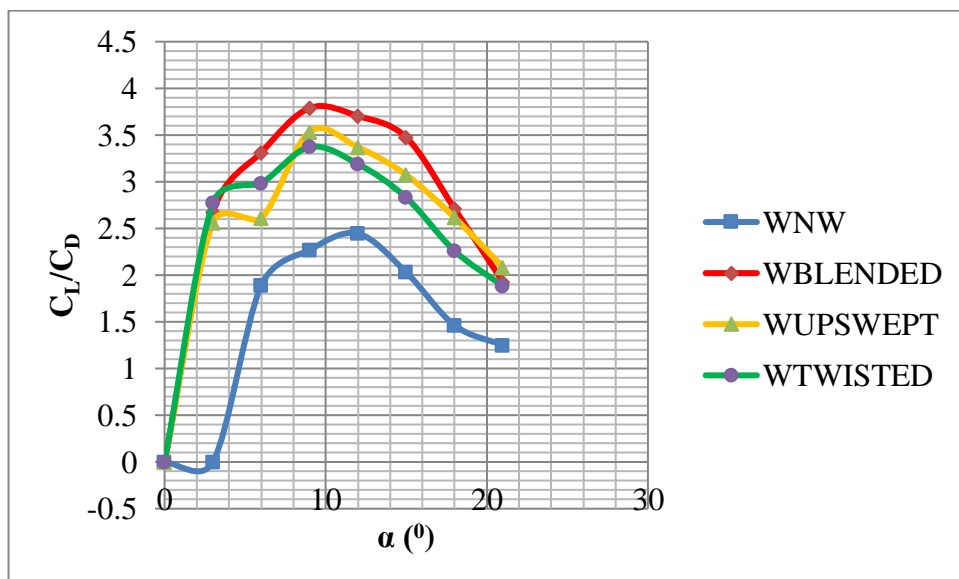
Gambar 4.4 Grafik alfa- $C_L$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 10 m/s.

bahwa penambahan *winglet* dapat menaikkan koefisien *lift* mulai dari 57,47% sampai 75,7% dibandingkan tanpa *winglet*. Koefisien *lift* pada *winglet blended* menunjukkan maksimum sebesar 0,752 pada bilangan Reynolds number 29.975,53 dan sudut serang  $12^\circ$ .



Gambar 4.5 Grafik alfa- $C_D$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 10 m/s.

Koefisien *drag* penambahan *winglet blended* sebesar 10,54% dibandingkan tanpa penambahan *winglet* pada Reynolds number 29.975,53 dan sudut serang  $21^\circ$ .

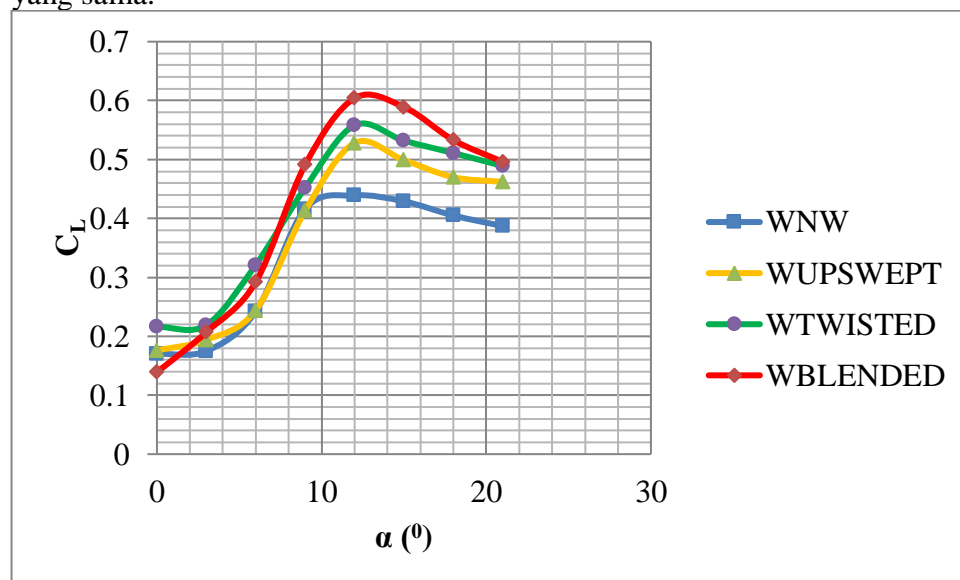


Gambar 4.6 Grafik alfa- $C_L/C_D$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 10 m/s.

Pada Reynolds number 29.975,53 unjuk kerja sayap terbaik dalam bentuk perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag*  $(C_L/C_D)_{max}$ , unjuk kerja terbaik sebesar 3,790 terjadi pada penambahan winglet model *blended*, untuk tanpa *winglet* sebesar 2,445. Pada konfigurasi ini menghasilkan peningkatan unjuk kerja  $(C_L/C_D)_{max}$  sebesar 55,01% dibandingkan tanpa *winglet*, pada sudut serang  $9^\circ$  secara tidak langsung terjadi penambahan luasan frontal pada *winglet* tersebut sehingga *winglet* tersebut menghasilkan gaya *lift* dan dapat mengurangi *vortex* pada ujung sayap yang diakibatkan oleh perbedaan tekanan udara antara permukaan atas dan bawah sayap.

b. Pada kecepatan aliran udara 15 m/s

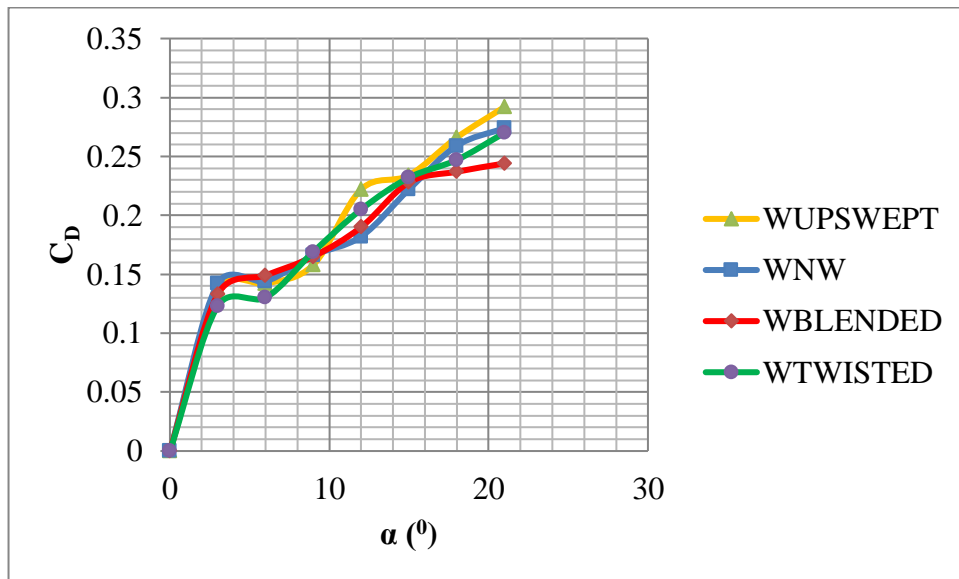
Gambar 4.7 merupakan grafik dari hasil perhitungan  $C_L$  dari tiga variasi modifikasi *winglet blended*, *upswept*, dan *twisted*, kemudian dibandingkan dengan  $C_L$  sayap tanpa modifikasi penambahan *winglet* dengan kecepatan aliran udara yang sama.



Gambar 4.7 Grafik alfa- $C_L$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 15 m/s.

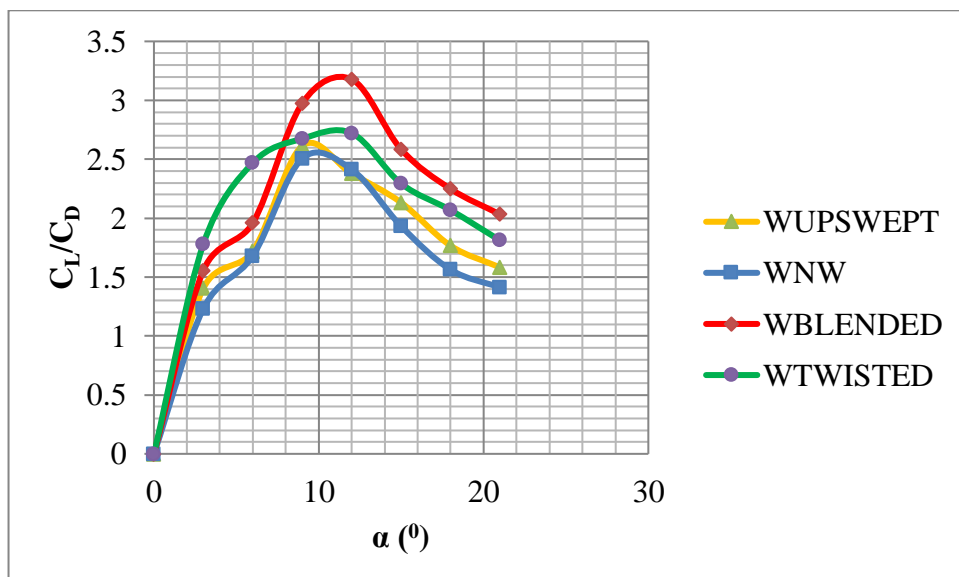
Penambahan *winglet* pada kecepatan 15 m/s koefisien *lift* juga mengalami kenaikan. Besar koefisien *lift* dimulai dari 20,27% sampai 37,58% dibandingkan tanpa *winglet*. Koefisien maksimum juga terjadi pada sayap dengan modifikasi penambahan *winglet blended* yang menunjukkan besar kenaikan koefisien *lift* maksimum sebesar 0,604 pada bilangan Reynolds number 44.963,29 dan sudut serang  $12^\circ$ .





Gambar 4.8 Grafik alfa- $C_D$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 15 m/s.

Modifikasi penambahan *winglet* juga mengindikasikan adanya penurunan koefisien *drag*. Penurunan koefisien *drag* maksimal terjadi pada sayap dengan modifikasi penambahan *winglet blended*. Penurunan koefisien *drag* pada sayap ini sebesar 10,94% dibandingkan tanpa *winglet* pada Reynolds number 44.963,29 dan sudut serang 21°.



Gambar 4.9 Grafik alfa- $C_L/C_D$ , perbandingan antara sayap tanpa penambahan *winglet* dengan sayap penambahan *winglet* kecepatan 15 m/s.

## 5. Kesimpulan

Dari hasil penelitian dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

- a. Nilai koefisien *lift* maksimum  $(C_L)_{\max}$  terjadi pada sayap dengan modifikasi penambahan *winglet blended*. Koefisien *lift* maksimal sebesar 0,752 saat diuji pada kecepatan udara 10 m/s dan sudut serang  $12^\circ$ . Kenaikan koefisien *lift* sebesar 75,7% dibandingkan sayap tanpa *winglet*.
- b. Nilai koefisien *drag* minimum  $(C_D)_{\min}$  terjadi pada sayap dengan modifikasi penambahan *winglet blended*, saat diuji pada kecepatan udara 15 m/s koefisien drag pada sayap ini mengalami penurunan sebesar 10,94% dibandingkan sayap tanpa *winglet*.
- c. *Winglet blended* dari data mempunyai unjuk kerja terbaik  $(C_L/C_D)_{\max}$ , karena dengan penambahan *winglet* menghasilkan gaya *lift* dan dapat mengurangi *vortex*. Aliran udara dari permukaan bawah mendorong permukaan *winglet* sehingga distribusi tekanan lebih besar, dengan demikian pusaran yang ditimbulkan pada ujung sayap dapat berkurang.

## DAFTAR PUSTAKA

*Aeroengineering.com*

*Airfoiltools*. n.d. <http://airfoiltools.com> diakses pada 2 Agustus 2017.

Alifianto, Muh. 2006, "*Pengaruh Twisted Multiple Winglet Terhadap Unjuk Kerja Aerodinamika Airfoil Naca 0012 Tiga Dimensi*", Universitas Sebelas Maret.

Anderson, J. D. (2004), *introduction to flight*, McGraw-Hill

Aryadi, M. A. R., 2016. "Studi Eksperimental Pada Efek *Multi-Winglets* Pesawat Cesna 172 Skyhawk Dengan Menggunakan *Low Subsonic Wind Tunnel*". Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto Yogyakarta.

Clancy, L.J., 1975, *Aerodynamics*, Pitman Publishing Limited, London.

FAA, 2012. *Aviation Maintenance Technical Handbook - Airframe Vol. 1*. Federal Aviation Administration.

Gerhart, Philip M., and Richard J. Gross. *Fundamentals of Fluid Mechanics*. Kanada: Addison-Wesley Publishing Company, 1985.

Ghods, Mehrdad. 2001. "*Theory Of Wings And Wind Tunnel Testing Of A Naca 2415 Airfoil*". Technical Communication For Engineers The University Of British Columbia

Hossain, Altab, Aatur Rahman, Jakir Hossen, A.K.M P. Iqbal, and M.I. Zahirul. "Aerospace Science and Technology." *Prediction of Aerodynamic Characteristics of an aircraft model with and without winglet using fuzzy logic technique*, 2010: 595-605.

Jane, Fred T. and Jackson, Paul (eds.). *Jane's All The World's Aircraft*. 100th ed. London: Jane's Information Group. 2013.

Jeremy, M (2005), *fluid mechanics a course reader*, mechanical engineering dept. University of canterbury

La Roche U., dkk., 1996, *Wing-Grid a Novel Device for Reduction of Induced drag*, Presented at ICAS 96, Italy.

Lubis, M. Mirsal. "Jurnal E-Dinamis Volume 2." Analisis aerodinamika *airfoil* NACA 2412 pada sayap pesawat model tipe Glider dengan menggunakan *software* berbasis *computational fluid dynamic* untuk memperoleh gaya angkat maksimum, 2012: 23-33.

Mulyadi, Muhamad. Analisis aerodinamika pada sayap pesawat terbang dengan menggunakan *software* berbasis *computational fluid dynamic (CFD)*, n.d.: 1-13.

Marchman, Manor dan Faery, 1978

Narayan, Gutham, and Bibin John. "Aerospace Science and Technology." *Effect of winglet induced tip vortex structure on the performance of subsonic wings*, 2016: 328-340.

Rice William, *An Investigation into How the Lift and Drag of an Aerofoil Are Affected by Angle Of Attack and Aerofoil Camber*, Hill Road Cambridge, Massachussetts.

Richard T. whitcomb

Schlichting, Hermann. 1979. *Boundary-Layer Theory*, Mc Graw Hill. Hinger Education. New york.

- Smith M.J., Komerath N., Ames R., Wong O., 2001, “*Performance Analysis of a Wing with Multiple Winglets*” , AIAA-2001-2407.
- TTS Intergrated Training System. 2009. *Module 8 aerodynamics for EASA part 66 second edition*. Total Training Support Intergrated Training System Warrflyer.com
- White, Frank M. 1986, “ *Mekanika Fluida Jilid 1 Edisi Terjemahan*” Erlangga, Jakarta.
- White, Frank M. 1986, “ *Mekanika Fluida Jilid 2 Edisi Terjemahan*” Erlangga, Jakarta.