

Pengaruh Perubahan Sudut Winglet Terhadap Unjuk Kerja Sayap Pesawat

Teguh Wibowo*) & Sutrisno

Department of Mechanical Engineering, Gadjah Mada University,
Jl. Grafika 2 Yogyakarta, Indonesia 52281 Email: sutrisno@ugm.ac.id,

ABSTRACT

Penelitian ini bertujuan untuk mengkaji pengaruh ujung *winglet* pada sayap dengan variasi sudut *cant* dan sudut *twist* dihubungkan dengan pola alirannya. Ujung sayap ini dapat mengakibatkan kurang efisiensinya fungsi sayap dikarenakan terjadinya *vortex* atau pusaran, yang mengandung sejumlah energi kinetik rotasi dan translasi, energi ini pada dasarnya dapat diatasi dengan menambahkan tenaga yang disediakan oleh mesin untuk mengimbangi *induced drag*, sehingga meningkatkan pemakaian bahan bakar. Dengan demikian sangat perlu dilakukan penelitian mengenai ujung sayap pada pesawat.

Dalam melakukan penelitian digunakan airfoil NACA 2409 dengan 9 benda uji sayap 3-dimensi yaitu satu sayap tanpa *winglet* dan yang lain 8 ujung sayap dengan *winglet*, dengan variasi sudut *cant* 30°, 45°, 60° dan 90°. Hasil optimasi sudut *cant* kemudian divariasikan dengan sudut *twist* 0°, 5°, 10° dan 15°. Percobaan ini dilakukan di dalam *wind tunnel* dengan mengukur *lift* dan *drag*, masing-masing divariasikan dengan sudut serang dan kecepatan aliran udara. Visualisasi aliran dengan asap dilakukan untuk mengetahui pola aliran yang terjadi disekitar ujung.

Isu utama dari penelitian ini adalah dihasilkannya unjuk kerja terbaik dalam bentuk perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag*, $(C_L/C_D)_{max}$. Unjuk kerja terbaik sebesar $(C_L/C_D)_{max} = 6.99$ terjadi pada sudut *cant* 45°, untuk tanpa *winglets* $(C_L/C_D)_{max} = 5.79$, sedangkan pada sudut *cant* 30°, 60° dan 90° $(C_L/C_D)_{max}$ -nya lebih kecil. Untuk sudut *twist* unjuk kerja terbesar terjadi pada 2.88° $(C_L/C_D)_{max} = 7.45$, sedangkan pada 0° $(C_L/C_D)_{max} = 7.22$, pada 5° $(C_L/C_D)_{max} = 7.25$, pada 10° $(C_L/C_D)_{max} = 6.59$ dan pada 15° $(C_L/C_D)_{max} = 6.01$. Pada sudut *twist* 0° C_{Lmax} terjadi pada sudut serang 11.5°, dengan penambahan sudut *twist* 5°, 10° dan 15° C_{Lmax} terjadi pada sudut serang yang lebih besar dari 11.5°, ini berarti penambahan sudut *twist* memperbesar sudut serang untuk menghasilkan C_L maksimum. Penambahan sudut *twist*, *lift* dan *drag*nya makin naik, dengan bertambah *drag* maka unjuk kerja sayap turun. Penambahan *winglet* pada ujung sayap dengan sudut *cant* 45° menunjukkan kenaikan unjuk kerja sebesar 20.73%, dengan penambahan sudut *twist* 2.88° menunjukkan kenaikan 3.19%, sehingga total kenaikan unjuk kerja adalah 23.92%.

Kata kunci : *wingtip vortex*, *winglet*, sudut *cant*, sudut *twist*, unjuk kerja.

LATAR BELAKANG

Peranan sayap untuk pesawat terbang adalah untuk pembangkitan gaya angkat atau lift pesawat. Dalam perkembangannya, banyak bentuk-bentuk sayap dan airfoil yang telah dirancang dan dimodifikasi. Perancangan bentuk sayap dan airfoil disesuaikan dengan fungsi ataupun kebutuhan pesawat, untuk pesawat penumpang, pesawat tempur atau aerobatik.

Aliran pusaran disekitar sayap mengurangi efisiensi karena *vortex* atau pusaran yang terjadi pada ujung sayap mengandung sejumlah besar energi kinetik rotasi dan translasi. Energi pusaran ini mengurangi efektivitas sudut serang efektif sehingga *lift* yang dihasilkan juga akan berkurang. Kehilangan energi ini dapat diatasi dengan menambahkan tenaga ekstra mesin untuk mengimbangi *induced drag* yang terjadi, dengan demikian akan memboroskan bahan bakar. (Schlichting, 1976).

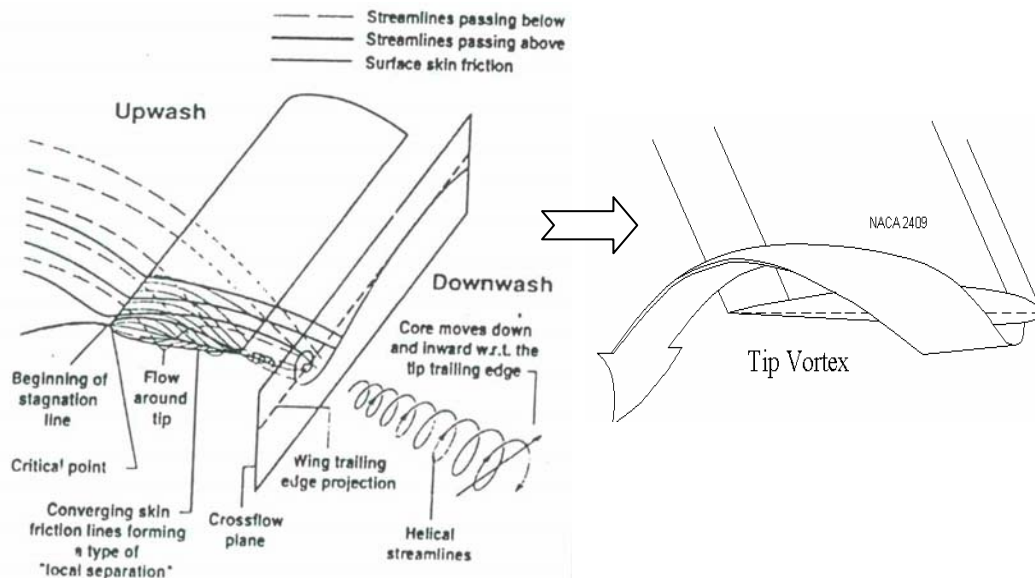
Penelitian ini bermaksud mengkaji tentang pola aliran yang terjadi pada ujung sayap pesawat tipe *winglet* dengan melakukan variasi pada sudut *cant* dan *twist*, mengamati pengaruhnya

dengan pengukuran gaya angkat, *lift*, gaya tahan, *drag*, dan visualisasi. Dengan mengetahui pengaruh pemasangan *winglet* pada ujung sayap pesawat terbang, pemasangan *winglet* dapat dioptimalkan sehingga diharapkan pesawat sebagai transportasi akan bekerja lebih efisien dan murah.

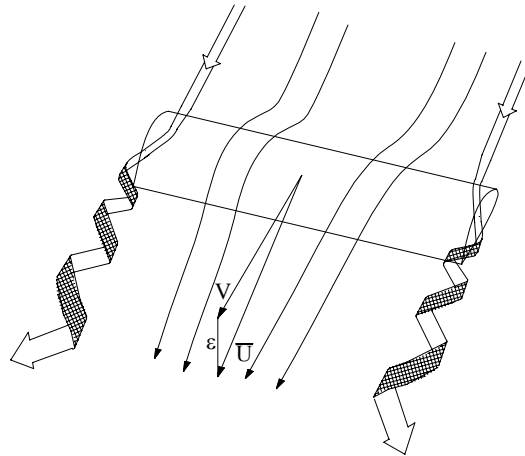
Analisis aliran 3-dimensional disekitar ujung sayap.

Mekanisme fisik pembangkitan *lift* pada sayap biasa tanpa *winglet* adalah akibat tekanan tinggi pada permukaan bawah dan tekanan rendah pada permukaan atas sayap. Akan tetapi pada ujung sayap, sebagai hasil ketidakseimbangan tekanan ini terjadilah aliran dekat ujung sayap cenderung melengkungkan aliran disekitar ujung. Lebih jelasnya, aliran pada ujung sayap pesawat adalah 3-dimensi, seperti terlihat pada Gambar 2.6.

Pusaran ujung sayap ke arah pangkal ini menyebabkan udara menjadi banyak pusaran atau *vortex* yang terdistribusi sepanjang span, seperti terlihat pada Gambar 2.7. *Vortex-vortex* kecil ini bergabung menjadi 2 buah pusaran atau *vortex* besar pada ujung sayap. Dua pusaran cenderung menarik udara sekitarnya, dan gerakan sekunder ini menghasilkan komponen kecepatan arah ke bawah (*u*) di belakang *trailing edge*, komponen arah ke bawah ini disebut *downwash*, ϵ . Munculnya struktur *vortex* dan *downwash* ini menghasilkan sejumlah besar *drag* dalam kaitannya dengan *lift*, yang disebut *induced drag*, seperti disajikan di Gambar 2.2.



Gambar 2.6. Awal mula menggulungnya udara pada ujung sayap, di *wingtip* menghasilkan kekuatan *vortex*. (Jim, 1997)



Gambar 2.7. Dua pusaran pada ujung sayap, menghasilkan kekuatan *vortex* dan *downwash*.

Gaya-gaya yang bekerja pada sayap pesawat

Gaya angkat atau *lift*, L , pada pesawat timbul karena adanya gerakan relatif antara sayap dengan udara yang selanjutnya menimbulkan perbedaan tekanan permukaan antara sayap bagian atas dengan tekanan permukaan sayap bagian bawah. Dengan perbedaan tersebut menimbulkan gaya akibat permukaan bawah sayap bertekanan tinggi dan permukaan atas sayap yang bertekanan rendah. Gaya angkat L dapat dirumuskan (Atmoko, 1991) :

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \tag{1}$$

Total *drag*, C_D , pada ujung sayap di bawah kecepatan suara adalah hasil penjumlahan *drag induced* D_i , gesekan permukaan *drag* D_f , dan tekanan *drag* D_p . Penjumlahan D_f dan D_p tersebut adalah merupakan efek kontribusi drag yang didominasi *viscous* yang disebut *profile drag*. Penetapan koefisien profil drag, C_d adalah

$$C_d = \frac{D_f + D_p}{q_x S} \quad C_d \text{ biasanya diperoleh dari data airfoil}$$

dan koefisien *drag induced*, C_{Di} sebagai :

$$C_{Di} = \frac{D_i}{q_x S} = \frac{C_L^2}{\pi \epsilon AR} \quad C_{Di} \text{ dapat diperoleh dari teori ujung sayap} \quad \text{Koefisien drag total}$$

untuk ujung sayap C_D adalah :

$$C_D = C_d + C_{Di}$$

Secara keseluruhan gaya hambatan yang ditimbulkan sayap dapat dirumuskan (Atmoko, 1991):

$$D = C_D \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \tag{2}$$

Menurut *teorema PI*, gaya resultan aerodinamika, R , ditentukan oleh :

$$\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty \text{ dan } a_\infty. \text{ Maka } R = f(\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty \text{ dan } a_\infty)$$

Dengan menggunakan Teori *Buckingham*, persamaan diatas dapat ditulis

$$\text{kembali sebagai : } f_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \tag{3}$$

$$\text{atau } \Pi_1 = f_3(\rho_\infty, V_\infty, c, R); \quad \Pi_2 = f_4(\rho_\infty, V_\infty, c, \mu_\infty) \text{ dan } \Pi_3 = f_5(\rho_\infty, V_\infty, c, a_\infty)$$

sehingga diperoleh :

$$\Pi_1 = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S} = \frac{R}{q_\infty \cdot S} = \frac{R}{q_\infty \cdot \frac{b^2}{AR}} ; \quad \Pi_2 = \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot c}{\mu_\infty} \quad \text{dan} \quad \Pi_3 = \frac{V_\infty}{a_\infty} \quad (4)$$

Bila persamaan 4 dimasukkan ke persamaan 3, maka diperoleh :

$$f_2(C_R, Re, M_\infty) = 0 ; \quad C_R = f_6(Re, M_\infty, AR) \quad (5)$$

Karena lift dan drag adalah komponen resultan gaya, dan bervariasi terhadap sudut serang, α maka;

$$C_L = f_7(Re, M_\infty, AR, \alpha) ; \quad C_D = f_8(Re, M_\infty, AR, \alpha) \quad (6)$$

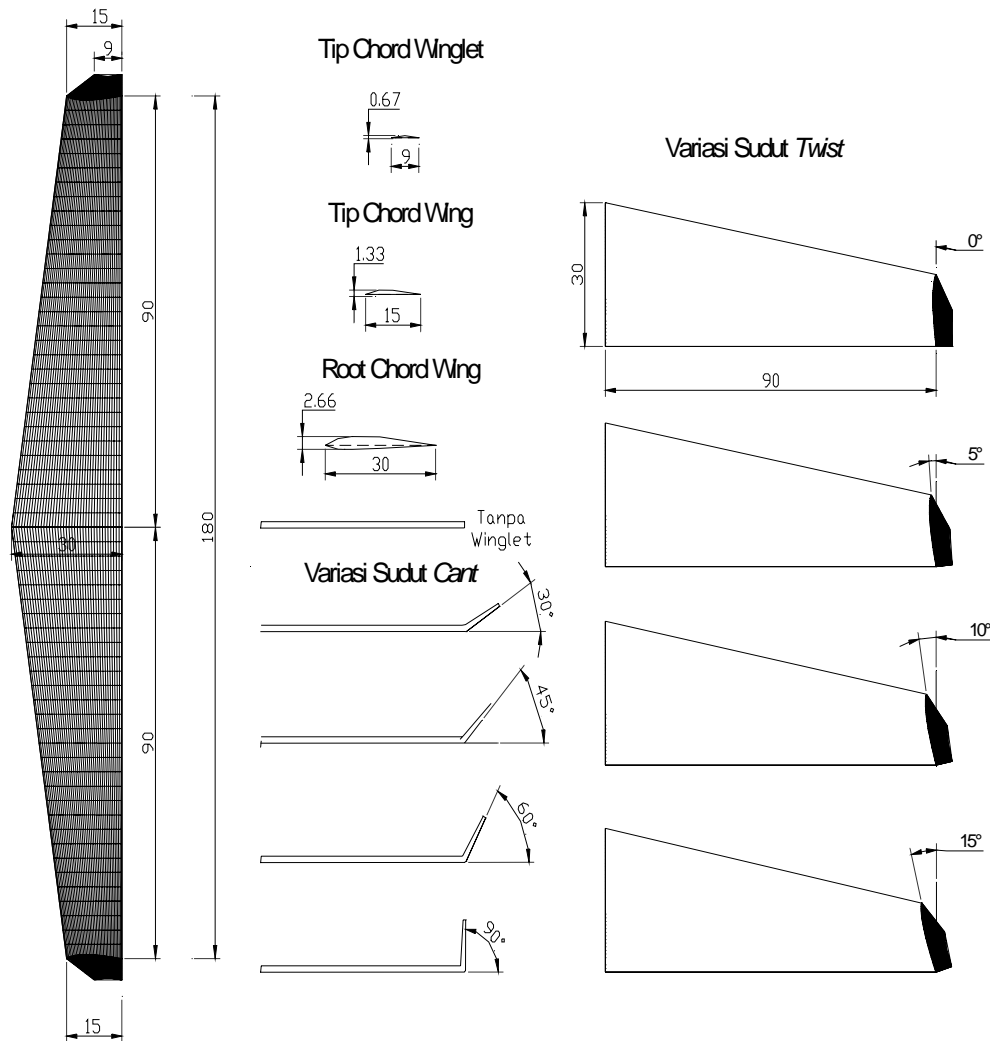
Jadi koefisien gaya adalah fungsi dari Mach number dan Reynolds number, aspek rasio dan sudut serang. Adanya fungsi AR pada persamaan 6 menunjukkan adanya variasi *aspect ratio*, Maka, dalam penelitian ini dicoba menggunakan variasi kecepatan, V_∞ , dan sudut serang, α dan *aspect ratio*, AR, untuk mengetahui unjuk kerja dari sayap.

CARA PENELITIAN

Bahan yang diuji pada penelitian ini adalah *model sayap* pesawat berujung *winglet* dengan spesifikasi sebagai berikut:

- | | | | |
|----------------------|-------------|-------------------|----------|
| - Tipe airfoil | = NACA 2409 | Root Chord Sayap | = 30 mm |
| - Tip Chord Sayap | = 15 mm | Panjang Bentangan | = 180 mm |
| - Root Chord winglet | = 15 mm | Tip Chord winglet | = 9 mm |

terbuat dari kayu balsa, seperti terlihat pada Gambar 3.1 dan Gambar 3.2



Gambar 3.2 Bentuk detail ujung *winglet* untuk diuji

3.2. Alat Penelitian

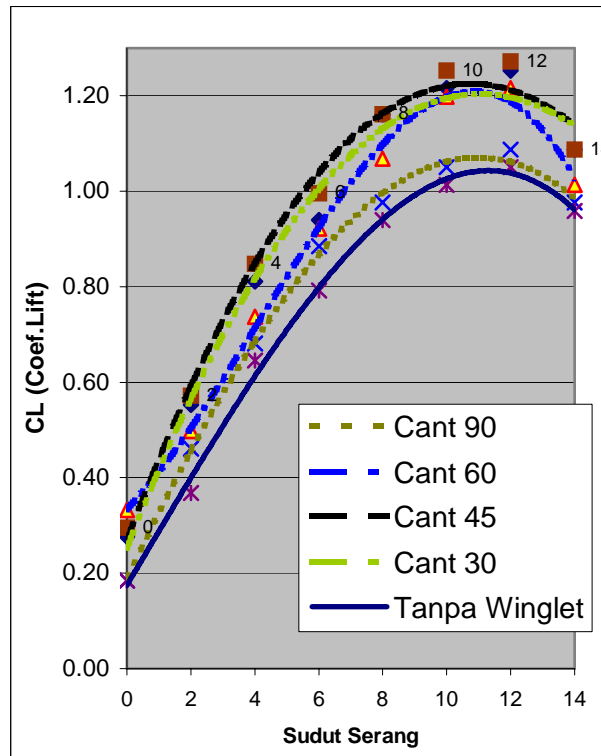
Alat yang digunakan dalam penelitian ini adalah :

1. Wind tunnel : Daya listrik 1.5 kW, panjang 2.98 m, lebar 0.8m, tinggi 1.83m, seksi uji 300mm x panjang 450mm, kec. maksimal 30 m/s.
2. Manometer miring : Pengukur kecepatan, skala 1 desimal dibelakang koma dengan interval 0.5, dalam meter per detik.
3. Timbangan : Digital, skala 2 desimal dibelakang koma dalam gram.
4. Manometer : Pengukur tekanan, dengan interval 2, dalam milibar, *mbar*
5. Hygrometer : Pengukur kelembaban, dengan interval 2, dalam prosen (%)
6. Termometer : Pengukur suhu dengan interval 1, dalam °C
7. Smoke generator
8. Blower
9. Kamera

IV HASIL PENELITIAN DAN PEMBAHASAN

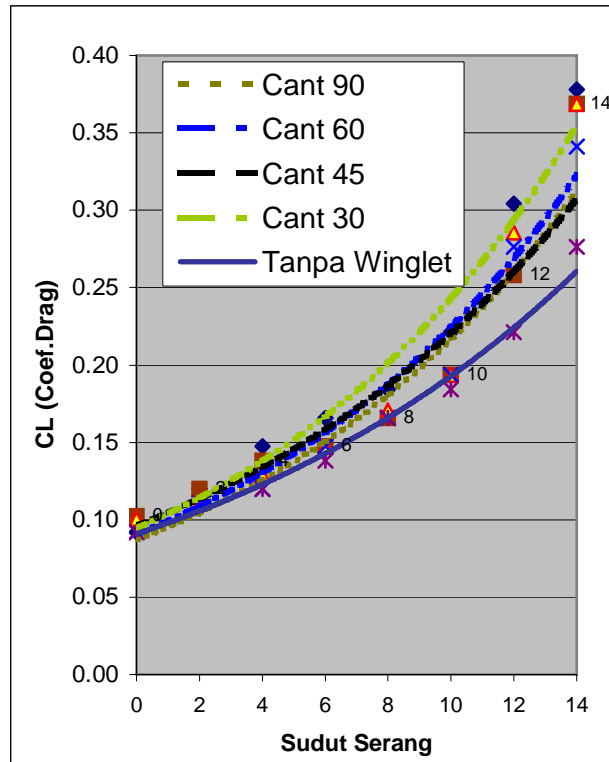
4.1. Koefisien *Lift*, *Drag* dengan Variasi Sudut *Cant*, ζ dan Visualisasi Aliran

Data penelitian yang diambil adalah gaya angkat, *lift* dan gaya seret, *drag* diukur dengan timbangan digital, dengan variasi sudut serang, α dan kecepatan, V_∞ . Hasil dari variasi sudut *cant*, ζ dicari unjuk kerja sayap terbaik dan selanjutnya dari hasil data tersebut diambil untuk melakukan percobaan berikutnya yaitu variasi sudut *twist*. Adapun sudut *cant* yang divariasikan adalah $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ dan tanpa *winglet*.



Gambar 4.1. Koefisien *lift* terhadap sudut serang, dengan variasi sudut *cant* $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ dan tanpa *winglet*. Bilangan Reynold = 28028

Dari hasil percobaan ini seperti nampak pada Gambar 4.1, untuk sudut *cant* sebesar 45° menghasilkan koefisien *lift* terbesar yaitu 1.22 terjadi pada sudut serang 10.72° , jika sudut serang diperbesar lagi, terjadi penurunan *lift* secara mendadak dan *stall*. Hal ini berarti bahwa untuk menghasilkan C_{Lmax} , sudut serang maksimal yang diberikan hanya 10.72° . Untuk unjuk kerja terbesar juga terjadi pada sudut *cant* sebesar 45° , dapat dilihat pada $(C_L/C_D)_{max}$ sebesar 6.99 terjadi pada sudut serang 7.12° . Data-data penting hasil percobaan dapat dilihat pada Tabel 4.1.



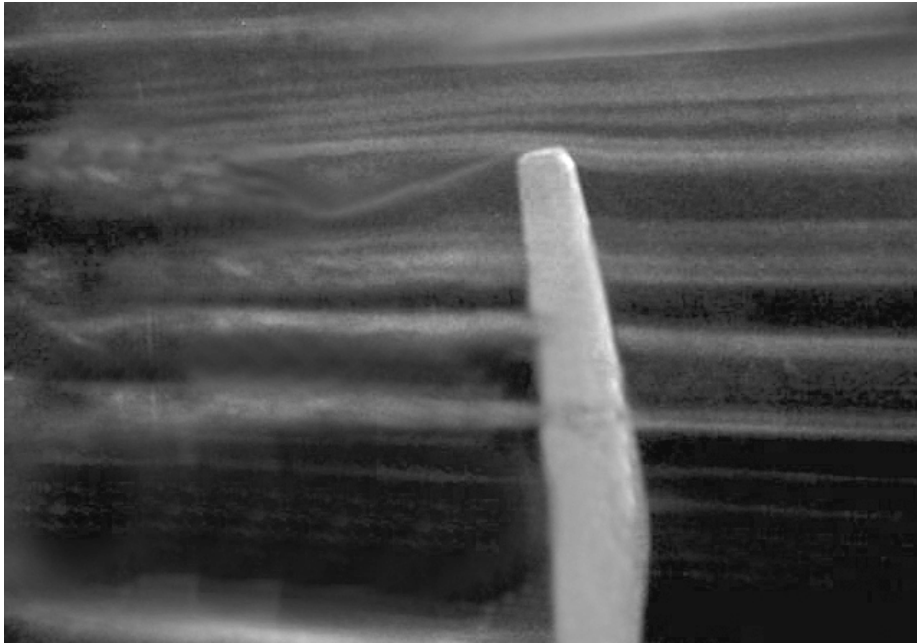
Gambar 4.2. Koefisien *drag* terhadap sudut serang, dengan variasi sudut *cant* 30°,45°,60°,90° dan tanpa *winglet*. Bilangan Reynold = 28028

Tabel 4.1, merupakan hasil dari pengambilan data setelah masing-masing grafik di *trendline*, dicari persamaannya kemudian dicari titik optimumnya secara manual, sehingga didapatkan data yang lebih akurat dan jelas.

Tabel 4.1. koefisien *lift*, *drag* dan *lift/drag* dengan variasi sudut *cant*.

Variasi sudut	$C_L \max (\alpha)$	$(C_L/C_D)_{\max} (\alpha)$
<i>Cant</i> 30°	1.20 (11.03°)	5.93 (6.85°)
<i>Cant</i> 45°	1.22 (10.72°)	6.99 (7.12°)
<i>Cant</i> 60°	1.14 (11.25°)	6.39 (6.86°)
<i>Cant</i> 90°	1.05 (11.03°)	6.14 (7.14°)
Tanpa <i>Winglet</i>	1.00 (11.82°)	5.79 (7.93°)

Visualisasi aliran tanpa *winglet* dapat dilihat pada Gambar 4.4, bahwa aliran udara dari permukaan bawah naik keatas dan menuju ke tengah sayap atau *crossflow* kemudian bertabrakan dengan aliran dari tengah sayap, sehingga mengakibatkan pembentukan gulungan udara di belakang ujung sayap, yang sering di sebut dengan *wingtip vortex* yang berakibat adanya *induced drag*.



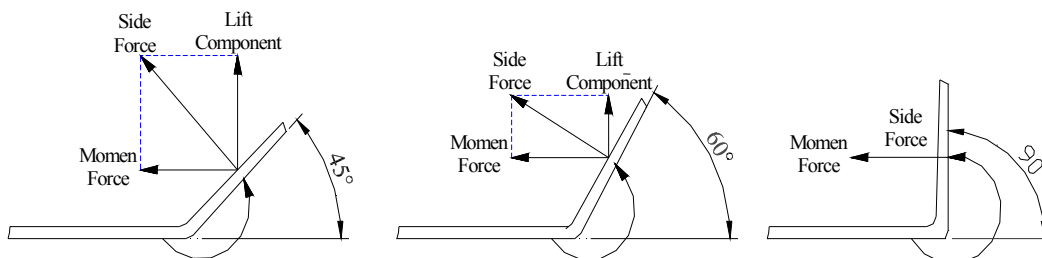
Gambar 4.4. Visualisasi dengan asap, sayap tanpa *winglet*. Bilangan Reynold = 18685

Untuk mengurangi *induced drag* dan mengendalikan *crossflow* dipasanglah *winglet* seperti yang terlihat dalam pada Gambar 4.6. *Winglet* pada sudut *cant* 45° dari data mempunyai unjuk kerja terbesar, karena aliran udara dari permukaan bawah mendorong permukaan *winglet* dengan sudut gaya yang besar sehingga distribusi tekanan lebih merata dan momen lengkung pada *root chord* sayap lebih besar, dengan demikian pusaran udara yang ditimbulkan pada ujung sayap banyak berkurang.

Winglet pada sudut *cant* 30° seperti yang terlihat dalam pada Gambar 4.5, mampu menghalangi aliran udara dari permukaan bawah sehingga pusaran udara yang ditimbulkan pada ujung sayap sedikit berkurang, nampak bahwa kebocoran aliran relatif kecil, ini juga terjadi pada sudut *cant* $45^\circ, 60^\circ$ dan 90° .

Winglet pada sudut *cant* 60° dan sudut *cant* 90° terlihat pada Gambar 4.7 dan Gambar 4.8, mempunyai unjuk kerja lebih rendah dari pada sudut *cant* 45° , karena aliran udara dari permukaan bawah mendorong permukaan *winglet* dengan sudut gaya yang lebih kecil sehingga momen lengkung pada *root chord* sayap kecil dibandingkan pusaran udara yang ditimbulkan pada ujung.

Pada Gambar 4.9 memperlihatkan komponen gaya akibat *sideforce*, nampak bahwa pada sudut *cant* 45° komponen *lift* lebih besar dibandingkan dengan sudut *cant* 60° , sedangkan pada sudut *cant* 90° komponen *lift* hampir tidak ada.



Gambar 4.9. Komponen gaya akibat dari *sideforce* dengan pemasangan *winglet*.

4.2. Koefisien *Lift*, *Drag* dengan Variasi Sudut *Twist*, τ dan Visualisasi Aliran

Data penelitian dari optimasi sudut *cant* digunakan mendesain *winglet* dengan variasi sudut *twist*, τ , dalam hal ini sudut *cant* yang digunakan adalah 45° . Dengan sudut *twist* diharapkan

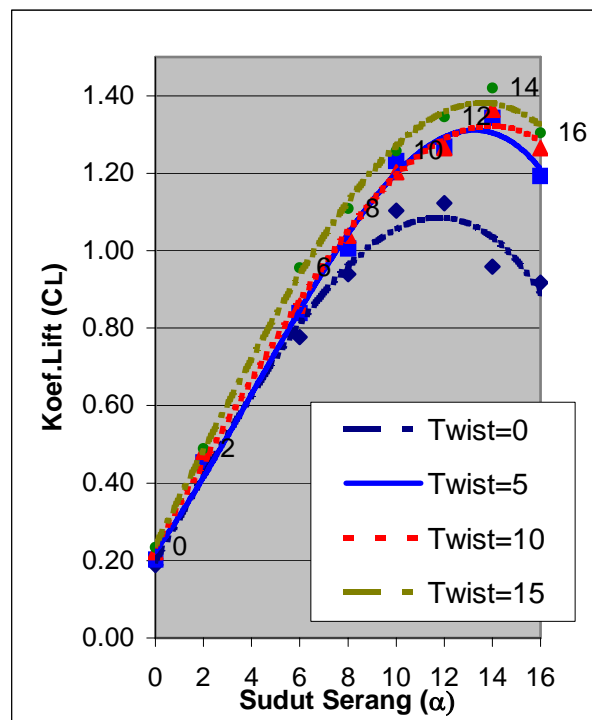
memberikan unjuk kerja sayap yang lebih baik karena sudut *twist* memberikan distribusi beban seragam dengan aliran yang melintasi bentangan *winglet* dan menutup aliran dari bawah sayap yang lebih baik dari pada sudut *twist* 0°. Sudut *twist* yang divariasikan adalah 5°, 10° dan 15°.

Hasil percobaan untuk *winglet* dengan variasi sudut *twist* dapat dilihat pada Tabel 4.2, hasil ini dicari dengan cara yang sama dengan Tabel 4.1.

Seperti nampak pada Gambar 4.10, pada sudut *twist* sebesar 0°, C_{Lmax} terjadi pada sudut serang 11.5° sebesar 1.06 lebih kecil dari pada sudut *twist* 5°, 10° dan 15°. Dengan penambahan sudut *twist* 5°, 10°, 15° C_{Lmax} terjadi pada sudut serang yang lebih besar dari 11.5°, ini berarti sudut *twist* menambah sudut serang untuk menghasilkan C_L maksimum. Sudut *twist* diperbesar maka makin naik juga *drag*-nya, dengan bertambahnya *drag* maka unjuk kerja sayap turun, nampak pada Gambar 4.11.

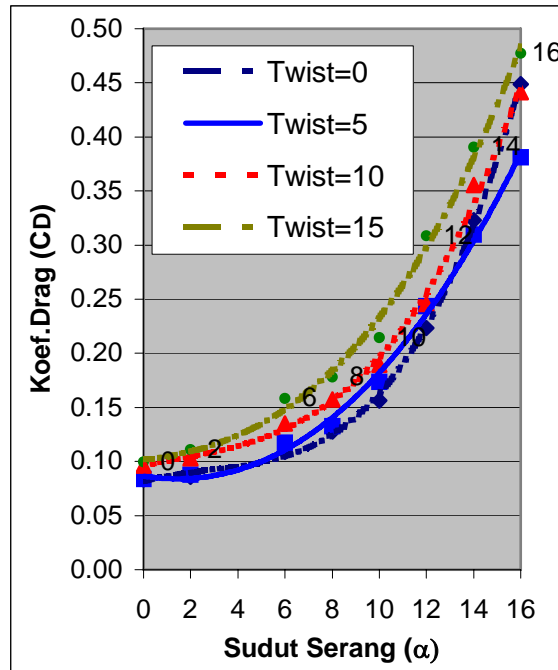
Tabel 4.2. koefisien *lift* dan *lift/drag* (maksimum)

Variasi <i>Twist</i> (τ)	Re=18685	
	C_{Lmax} (α)	$(C_L/C_D)_{max}$ (α)
Twist 0°	1.06 (11.5°)	7.22 (7.44°)
Twist 5°	1.28 (14.6°)	7.25 (7.90°)
Twist 10°	1.32 (15.5°)	6.59 (7.92°)
Twist 15°	1.35 (14.4°)	6.01 (7.79°)



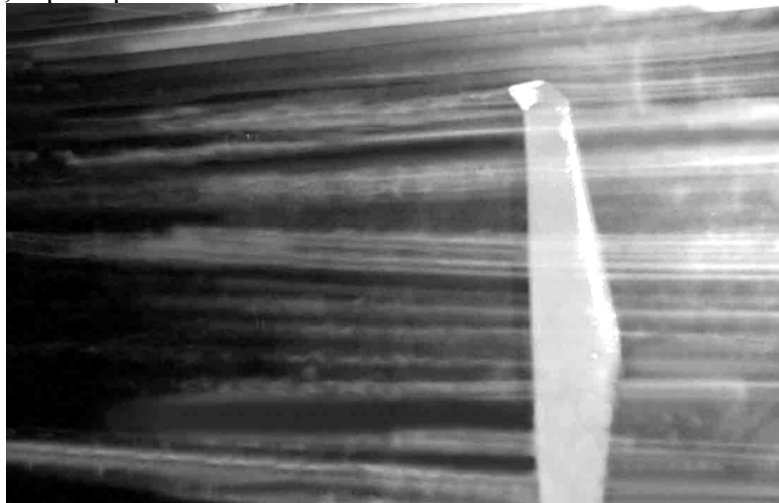
Gambar 4.10. Koefisien *lift* terhadap sudut serang, dengan variasi sudut *twist* 0°, 5°, 10°, dan 15°. Bilangan Reynold = 18685

Unjuk kerja maksimum $(C_L/C_D)_{max}$, terjadi pada sudut *twist* 5° sebesar 7.25 pada sudut serang 7.90° sedangkan pada sudut *twist* 0°, 10° 15° nilainya lebih rendah, dengan demikian sudut *twist* 5° menghasilkan unjuk kerja terbaik, lebih jelasnya dapat dilihat Gambar 4.12.



Gambar 4.11 Koefisien *drag* terhadap sudut serang, dengan variasi sudut *twist* $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$, dan 15° . Bilangan Reynold = 18685

Visualisasi aliran untuk sudut *twist* 0° dapat dilihat pada Gambar 4.13. bahwa aliran udara dari permukaan bawah terhalangi oleh *winglet* sehingga pusaran udara yang ditimbulkan pada wingtip sedikit berkurang, namun demikian masih ada kebocoran kecil yang menimbulkan pusaran yang merugikan. Untuk mencegah lebih banyak kebocoran aliran maka perlu ditambahkan sudut *twist*, τ lebih dari 0° , seperti pada Gambar 4.14.



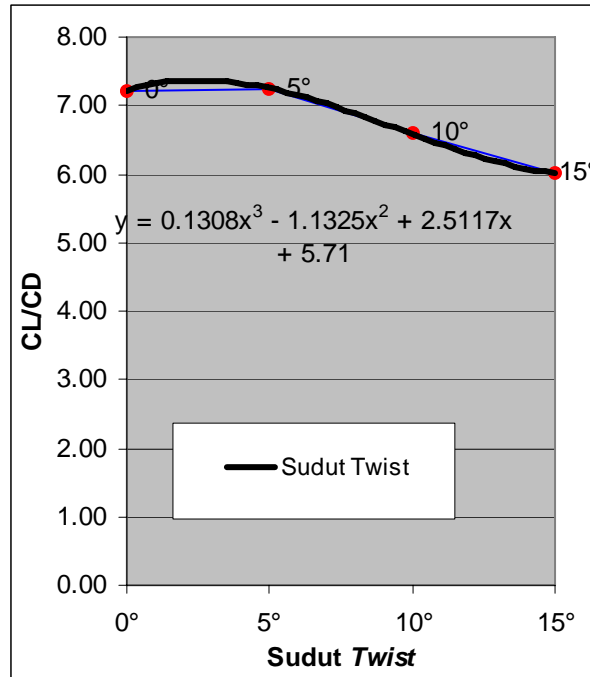
Gambar 4.13. Visualisasi dengan asap, dengan sudut *twist* 0° . Bilangan Reynold = 18685.

Visualisasi alirannya pada Gambar 4.14. bahwa aliran udara dari permukaan bawah lebih banyak terhalangi oleh *winglet* dengan sudut *twist* 5° , sehingga pusaran udara yang ditimbulkan pada wingtip berkurang, kebocoran aliran relatif kecil sehingga pusaran yang ditimbulkan makin berkurang, maka *induced drag* yang timbul kecil.

Pola aliran pada sudut *twist* 10° dapat dilihat pada gambar 4.15. bahwa aliran udara dari depan banyak terhalangi oleh *winglet*, aliran berbelok keluar sehingga pusaran udara yang

ditimbulkan pada *wingtip* bertambah banyak, sehingga *induce drag* naik, ini terjadi karena adanya gaya perlawanan terhadap *trust*.

Untuk visualisasi aliran pada sudut *twist* 15° dapat dilihat pada Gambar 4.16. bahwa aliran udara dari depan semakin banyak terhalangi dengan demikian timbul gaya perlawanan terhadap *trust* oleh *winglet* sehingga drag naik, dengan pembelokan aliran yang besar maka aliran terlempar keluar dan pusaran udara yang ditimbulkan pada *wingtip* bertambah besar, ini sangat merugikan untuk unjuk kerja sayap sendiri.

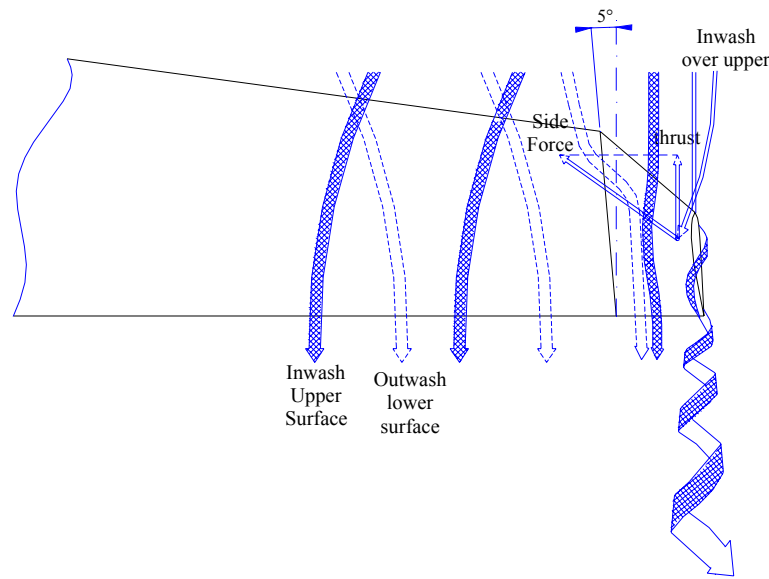


Gambar 4.17. Koefisien *lift/drag* terhadap sudut *twist* 0°,5°,10° dan 15°, pada sudut *cant* 45°, Bilangan Reynold =18685

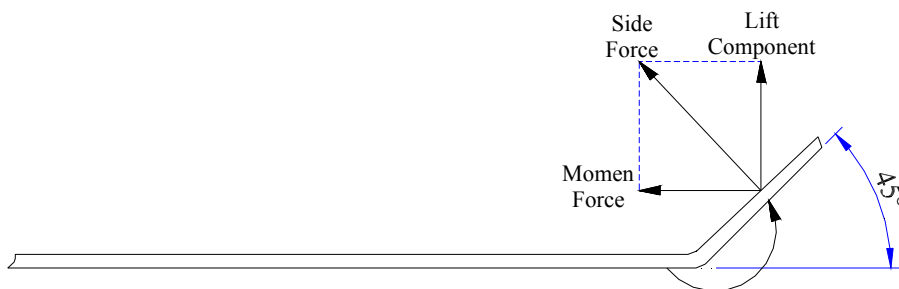
Dengan demikian sudut *twist* maksimal yang harus dihitung. Untuk menghasilkan unjuk kerja dari *winglet* yang optimal, maka setelah di *trendline* dari data sudut *twist* 0°,5°,10° dan 15° dan dicari persamaanya maka sudut optimal terjadi pada sudut *twist* 2.88°, dengan unjuk kerja $(C_L/C_D)_{\max}$ sebesar 7.45, seperti nampak pada Gambar 4.17.

Winglet menghasilkan *sidewash* kuat pada *wingtip*. Dengan *sidewash* ini aliran udara bertemu dengan *winglet*, kemudian dibangkitkan gaya menyamping, *sideforce* seperti terlihat pada Gambar 4.18 dan Gambar 4.19. *Winglet* mempunyai system vortex sepatu kuda, *horseshoe* sendiri.

Pada pertemuan *wingtip* dan *winglet*, *winglet vortex* sebagian menghilangkan *wingtip vortex* normal, sehingga secara efektif, *vortex* di ujung sayap utama dan juga pengaruh *downwash* berkurang. *Winglet* mengubah seluruh distribusi beban sepanjang sayap pada pusaran *trailing* dengan cara mengurangi *downwash* dan *induce drag*. *Sideforce* pada *winglet* dapat memberikan komponen daya dorong, *trust*, juga memberi kontribusi terhadap pengurangan *drag*



Gambar 4.19 Pengaruh *inwash* yang melalui permukaan atas menghasilkan suatu kekuatan pada winglet yaitu daya dorong, *trust*.



Gambar 4.20 Pengaruh *inwash* dan *outwash* yang melalui permukaan *winglet* menghasilkan suatu kekuatan *lift* dan momen pada *root chord*.

Sebuah *sidewash* ke dalam yang terjadi pada permukaan atas sayap tekanannya lebih rendah daripada *sidewash* ke luar pada permukaan bawah, kemudian bertemu di sisi luar *winglet* dan mendorong ke dalam sehingga menghasilkan *side force*. *Side force* ini diuraikan menjadi komponen gaya angkat dan gaya yang menghasilkan momen lengkung pada *root chord* sayap utama sehingga akan menambah distribusi gaya angkat, seperti nampak pada Gambar 4.20.

Kesimpulannya bahwa dengan *winglet* terjadi pemindahan pusaran dari ujung sayap utama menuju ujung *winglet*. *Sideforce* dapat memberikan komponen daya dorong dan menambah distribusi gaya angkat pada sayap utama. Dengan demikian total *drag* dapat dikurangi.

Dengan hasil penelitian diatas perlu adanya perbandingan dengan pesawat sebenarnya, bahwa sayap sebuah pesawat model pada umumnya bekerja pada bilangan Reynold sekitar 20.000-60.000, sedangkan pada pesawat sesungguhnya penerbangan akan bekerja pada bilangan Reynold sebesar 900.000 ke atas, (Atmoko,1991). Karena pada penelitian ini menggunakan sayap model dengan kecepatan udara maksimal sebesar 18 m/s dan bilangan Reynold yang dicapai sebesar 33634, maka model sayap ini layak terbang untuk pesawat model. Dengan bertambahnya luasan sayap model menjadi sayap pesawat sesungguhnya tentunya akan menambah bilangan Reynold. Dengan demikian akan tercapai kondisi penerbangan untuk pesawat sesungguhnya.

V KESIMPULAN DAN SARAN

Pada hasil percobaan dapat disimpulkan sebagai berikut :

1. Pada sudut *twist* 0° C_{Lmax} terjadi pada sudut serang 11.5° , dengan penambahan sudut *twist* 5° , 10° dan 15° C_{Lmax} terjadi pada sudut serang yang lebih besar dari 11.5° , ini berarti penambahan sudut *twist* memperbesar sudut serang untuk menghasilkan C_L maksimum.
2. Dengan penambahan sudut *twist* maka *lift* dan *drag* yang dihasilkan makin besar. Dengan bertambah *drag* maka unjuk kerja sayap turun.
3. Sudut *twist* maksimal untuk menghasilkan unjuk kerja optimal dari *winglet* pada percobaan ini terjadi pada sudut 2.88°
4. Terjadi kenaikan unjuk kerja, (C_L/C_D) 20.73% dengan pemberian *winglet* pada sudut *cant* 45° dari pada tanpa *winglet*, kemudian ditambah sudut *twist* 2.88° ada kenaikan 3.19%, sehingga total kenaikan unjuk kerja adalah 23.92%

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson, J. D., 1985, *Introduction to Flight*, edisi kedua, Mc-Graw-Hill Book Company, New York
- Atmoko, B., 1991. *Pesawat Layang. Model*, Elex Media Komputindo, Jakarta.
- Barnard, R.H., & Philpott, D.R., 1989, *Aircraft Flight*, edisi pertama, John Wiley & Sons, New York.
- Bento, S.M., 2002 *Winglet Designed With Computer Simulation Cuts Airliner's Fuel Consumption*, Journal Articles By Fluent Software User, JA133, hal 1-5
- Goldstein R.J., 1983, *Fluid Mechanics Measurements*, University of Minnesota, Hemisphere Publishing Corporation, United State of America.
- Iwan K., dkk., 1991, *Meningkatkan Efisiensi Sayap dengan Winglets*, SITRA-91 Journal, hal 1-8
- Jim, S.C., 1997. *Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wingtip Vortex*. AIAA Journal, Vol. 3510, hal. 1561-1562.
- La Roche U., dkk., 1996, *Wing-Grid a Novel Device for Reduction of Induced drag*, Presented at ICAS 96, Italy.
- Maughmer, M.D. and Kunz, P.J., 1998, *Sailplane Winglet Design, Technical Soaring*, Vol. XXII, No. 4, Oct., hal. 116-123
- Maughmer, M.D., dkk., 2001, *The Design and Testing of a Winglet Airfoil for Low-Speed Aircraft*, The Pennsylvania State University, AIAA Journal, Vol 2478, hal 1-10
- Maughmer, M.D., 2001, *About Winglets*, The Pennsylvania State University, AIAA Journal, hal 1-11
- Masak, P.C., 1992, *Winglet Design for Sailplanes*, Free Flight. Vol Libre, The journal of the Soaring Association of Canada, hal 6-8
- Mason, W.H., 2003, *Aircraft Configuration Design Options*,
[Http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason/ACiADoblique.html](http://www.aoe.vt.edu/~mason/Mason/ACiADoblique.html)
- Preston, J.H. & Sweeting, N.E., 1943, *An Improved Smoke Generation for use in the visualization of Airflow*, Aeronautical Research council Reports & memoranda 2023 (ARC 7111)
- Raymer D. P., 1989, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC
- Schlichting, 1976. *Aerodynamic of Airplane*, Mc-Graw-Hill Book Company, New York
- Schlichting H. 1979, *Boundary Layer Theory*, edisi keempat., Mc-Graw-Hill Book Company, New York
- Zimmer, H., 1983, *The Aerodynamic Optimization of wings at Subsonic Speeds and the influence of wingtip design*, NASA TM-88534 (translation of diss. Stuttgart).