

**LAPORAN PENELITIAN  
INTERNAL STTA TAHUN 2012/2013**



**PENGARUH VARIASI SUDUT PUNTIR (*TWIST ANGEL*) WINGLET  
PADA UJUNG SAYAP PESAWAT**

**TEGUH WIBOWO, ST.,MT.**

Dibiayai melalui Dana Penelitian Internal STTA  
Tahun Anggaran 2012/2013

**JURUSAN TEKNIK MESIN  
SEKOLAH TINGGI TEKNOLOGI ADISUTJIPTO  
YOGYAKARTA**

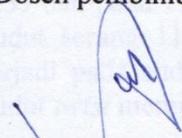
**2013**

## HALAMAN PENGESAHAN

1. Judul Penelitian: :  
Pengaruh Variasi Sudut Puntir (*Twist Angel*) Winglet Pada Ujung Sayap Pesawat
2. Bidang Ilmu : Konversi Energi
3. Ketua Peneliti :
  - a. Nama Lengkap dan Gelar : Teguh Wibowo, ST.,MT
  - b. Jenis Kelamin : Laki-laki
  - c. NIK/NIDN : 101282 / 0506087602
  - d. Golongan Pangkat : Penata Muda Tingkat I/IIIb
  - e. Jabatan Fungsional : Asisten Ahli
  - f. Jabatan Struktural : Ketua Jurusan Teknik Mesin
  - g. Fakultas/Jurusan : Teknik Mesin
4. Jumlah Anggota Peneliti : -
5. Lokasi Penelitian : Jurusan Teknik Mesin STTA
6. Bila Penelitian ini merupakan kerjasama Kelembagaan:
  - a. Nama Institusi : -
  - b. Alamat : -
7. Waktu Penelitian : 3 bulan
8. Jumlah Biaya yang disusulkan : Rp. 1.500.000,-  
(Satu Juta Lima Ratus Rupiah)

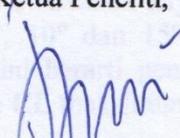
Yogyakarta, Juni 2013

Dosen pembimbing



(M. Ardi Cahyono ST.MT)  
NIDN: 0418037201

Ketua Peneliti,



(Teguh Wibowo, ST.,MT)  
NIDN : 0506087602

Dosen Pembimbing



(Okto Dinaryanto, ST.M.Eng.)  
NIDN : 0504107202



Menyetujui,  
Ketua P3M-STTA

(Denny Dermawan, S.T., M.Eng)  
NIP.197111112005011001

## ABSTRAK

Penelitian ini bertujuan untuk mengkaji pengaruh ujung *winglet* pada sayap dengan variasi sudut *Twist* dan sudut *twist* dihubungkan dengan pola alirannya. Ujung sayap ini dapat mengakibatkan kurang efisiensinya fungsi sayap dikarenakan terjadinya *vortex* atau pusaran, yang mengandung sejumlah energy 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 *twist*  $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  dan  $15^\circ$ . 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.

Penekanan penelitian ini adalah dihasilkannya unjuk kerja terbaik dalam bentuk perbandingan koefisien *lift* dan koefisien *drag*,  $(CL/CD)_{max}$ . Untuk sudut *twist* unjuk kerja terbesar terjadi pada  $2.88^\circ$   $(CL/CD)_{max} = 7.45$ , sedangkan pada  $0^\circ$   $(CL/CD)_{max} = 7.22$ , pada  $5^\circ$   $(CL/CD)_{max} = 7.25$ , pada  $10^\circ$   $(CL/CLD)_{max} = 6.59$  dan pada  $15^\circ$   $(CL/CLD)_{max} = 6.01$ . Pada sudut *twist*  $0^\circ$   $CL_{max}$  terjadi pada sudut serang  $11.5^\circ$ , dengan penambahan sudut *twist*  $5^\circ, 10^\circ$  dan  $15^\circ$   $CL_{max}$  terjadi pada sudut serang yang lebih besar dari  $11.5^\circ$ , ini berarti penambahan sudut *twist* memperbesar sudut serang untuk menghasilkan  $CL$  maksimum.

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

## PRAKATA

Dengan mengucapkan alhamdulillah serta puji syukur kehadiran Allah SWT, yang telah melimpahkan rahmat dan hidayah-Nya kepada kami sehingga dapat menyelesaikan tesis dengan baik. Tesis ini adalah merupakan salah satu syarat untuk menyelesaikan studi di Jurusan Teknik Mesin, Program Pasca Sarjana di Universitas Gadjah Mada Yogyakarta.

Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh pemasangan *winglet* pada ujung sayap pesawat terbang, pemasangan *winglet* dapat dioptimalkan dengan sudut *Twist*, sehingga diharapkan pesawat sebagai transportasi akan bekerja lebih efisien dan murah.

Dalam kesempatan ini penulis ingin mengucapkan terima kasih sedalam dalamnya kepada semua pihak yang telah membantu menyelesaikan penelitian ini.

Penulis sepenuhnya menyadari bahwa dalam penyusunan Tesis ini masih banyak terdapat kekurangan dan masih jauh dari kesempurnaan, untuk itu dengan segala kerendahan hati penulis mengharapkan masukan-masukan yang membangun untuk lebih baiknya isi dari Tesis ini, atas kekurangan dan keterbatasan dalam penyusunan tulisan, segala kritikan dan saran bersifat membangun sangat penulis harapkan.

Akhirnya semoga apa yang penulis sajikan sebagai bahan Tesis ini dapat memberikan sumbangan referensi bagi rekan-rekan dan peminat pada bidang aerodinamika dan pihak-pihak yang membutuhkan.

Yogyakarta, Juni 2013

Peneliti

## SURAT KETERANGAN KARYA ILMIAH

Yang bertanda tangan dibawah ini :

1. Nama & Gelar : M. Ardi Cahyono ST.MT.  
NIP/NIDN : 0418037201  
Pangkat/Golongan : III/C  
Jabatan Fungsional : Lektor  
Bidang Ilmu : Teknik Penerbangan  
Unit Kerja/PT : Jurusan Teknik Penerbangan STT ADISUTJIPTO
2. Nama & Gelar : Okto Dinaryanto, ST.M.Eng.  
NIP/NIDN : 0504107202  
Pangkat/Golongan : III/B  
Jabatan Fungsional : Asisten Ahli  
Bidang Ilmu : Teknik Mesin  
Unit Kerja/PT : Jurusan Teknik Mesin STT ADISUTJIPTO

Memberikan rekomendasi untuk Karya Ilmiah dengan judul :

Pengaruh Variasi Sudut Puntir (*Twist*) Winglet Pada Ujung Sayap Pesawat

Atas nama Saudara tersebut dibawah ini :

- Nama & Gelar : Teguh Wibowo, ST.,MT  
NIK/NIDN : 101282/0506087602  
Pangkat/Golongan : III/B  
Jabatan Fungsional : Asisten Ahli  
Bidang Ilmu : Teknik Mesin  
Unit Kerja/PT : Jurusan Teknik Mesin STT ADISUTJIPTO

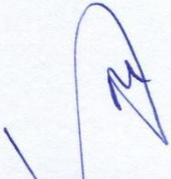
Isi rekomendasi Karya Ilmiah itu sebagai berikut :

- a. Mutu : Amat Baik / ~~Baik~~ / ~~Cukup~~
- b. Softifikasi : ~~Amat Baik~~ / Baik / Cukup
- c. Kemutakhiran : Amat Baik / ~~Baik~~ / ~~Cukup~~

Demikian untuk dapat dipergunakan sebagaimana mestinya.

Yogyakarta, Juni 2013

Yang memberikan rekomendasi

  
M. Ardi Cahyono ST.MT.  
NIDN: 0418037201

  
Okto Dinaryanto, ST.M.Eng  
NIDN : 0504107202

## SURAT KETERANGAN PERPUSTAKAAN

Yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Dra. Susi Herawati

Jabatan : Kepala Perpustakaan STTA

Menerangkan bahwa laporan hasil penelitian dengan judul

### PENGARUH VARIASI SUDUT PUNTIR (*TWIST ANGEL*) WINGLET PADA UJUNG SAYAP PESAWAT

a.n. Saudara tersebut di bawah ini:

Nama & Gelar : Teguh Wibowo, ST.,MT

NIPY/NIDN : 101282 / 0506087602

Pangkat/Golongan : III/B

Jabatan Fungsional : Asisten Ahli

Bidang Ilmu : Teknik Mesin

Unit Kerja/PT : Jurusan Teknik Mesin STT ADISUTJIPTO

telah Kami terima sebagai Buku Pustaka dan Bahan Bacaan, Demikian untuk dapat dipergunakan sebagaimana mestinya.

Yogyakarta, Juni 2013

Perpustakaan STTA

Kepala

  
Dra. Susi Herawati

NIK : 021018

## DAFTAR ISI

Halaman Judul.....	i
Kata Pengantar .....	ii
Halaman Pengesahan .....	iii
Surat Keterangan Karya Ilmiah.....	iv
Surat keterangan Perpustakaan .....	v
Daftar Isi.....	vi
Daftar Tabel .....	vii
Daftar Gambar .....	viii
Daftar Lampiran .....	ix
Abstrak .....	x
BAB I. PENDAHULUAN .....	1
BAB II. TINJAUAN PUSTAKA.....	4
BAB III. METODE PENELITIAN.....	21
BAB IV. HASIL DAN PEMBAHASAN .....	31
BAB V. KESIMPULAN DAN SARAN.....	39
DAFTAR PUSTAKA .....	40

## DAFTAR TABEL

Tabel 4. Koordinat Airfoil NACA 2409 .....	27
Tabel 5. Koefisien <i>lift</i> , <i>drag</i> dan <i>lift/drag</i> dengan variasi sudut <i>Twist</i> .....	31

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 3.1 Jenis-jenis <i>winglet</i> .....	3
Gambar 3.2. Kenaikan <i>drag</i> akibat berkurangnya sudut serang efektif, sehingga <i>lift</i> menurun, ini yang disebut <i>lift-induced drag</i> .....	4
Gambar 3.3 Distribusi <i>lift</i> dengan <i>winglet</i> dan momen lengkung pada <i>root chord</i> .....	6
Gambar 3.4 Visualisasi aliran dengan asap untuk melihat pembentukan pusaran pada ujung sayap tanpa <i>winglet</i> . ( Anderson, 1985 ).....	7
Gambar 3.5 Visualisasi aliran dengan asap pada ujung sayap dengan <i>winglet</i> . (Matshushita Masasi, Airliners. net Photo).....	7
Gambar 3.6 Awal mula menggulungnya udara pada ujung sayap, di <i>wingtip</i> menghasilkan kekuatan <i>vortex</i> . (Jim, 1997) .....	8
Gambar 3.7 Dua pusaran pada ujung sayap, menghasilkan kekuatan <i>vortex</i> dan <i>downwash</i> .....	9
Gambar 3.8 <i>Winglets</i> membatalkan <i>trailing vortices</i> sayap utama di alihkan ke atas <i>winglets</i> . (Barnard dkk, 1989).....	9
Gambar 3.9 Aliran <i>inwash</i> yang melalui permukaan atas menghasilkan suatu kekuatan pada <i>winglet</i> yang mempunyai daya dorong.....	10
Gambar 3.10 Perbandingan sayap pesawat tanpa <i>winglet</i> dengan menggunakan <i>winglet</i> .....	10
Gambar 5.1 Bentuk ujung <i>winglet</i> dengan variasi sudut <i>Twist</i> .....	15
Gambar 5.2 Wind tunnel untuk pengujian ujung <i>winglet</i> .....	16
Gambar 5.3 Smoke Generator dan Blower .....	17
Gambar 5.4. Pipa-pipa pengarah asap ke dalam <i>wind tunnel</i> .....	17
Gambar 5 5 Manometer Miring .....	18
Gambar 5.6 Manometer .....	18
Gambar 5.7 Thermometer dan Hygrometer .....	19
Gambar 5.8 Timbangan Digital.....	19
Gambar 5.9 Pemasangan sayap pada timbangan digital .....	21
Gambar 5.10 Gaya <i>lift</i> , $F_L$ dan gaya <i>drag</i> .....	21

Gambar 6.1. Koefisien Lift terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, \text{ dan } 15^\circ$ . Bilangan Reynold = 18685 .....	11
Gambar 6.2. Koefisien Drag terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, \text{ dan } 15^\circ$ . Bilangan Reynold = 18685 .....	11
Gambar 6.3. Koefisien Lift/Drag terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, \text{ dan } 15^\circ$ . Bilangan Reynold = 18685.....	12
Gambar 6.4. Koefisien Lift/Drag terhadap sudut <i>twist</i> , $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, \text{ dan } 15^\circ$ . Bilangan Reynold = 18685.....	12

## BAB I PENDAHULUAN

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 kinetic 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 *Twist* 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

Penelitian mengenai pengaruh *winglet* pada ujung sayap di fokuskan pada unjuk kerja sayap dan pola aliran yang terjadi pada ujung sayap tersebut. *Winglet* untuk pesawat terbang modern pertama diusulkan oleh Dr. Richard Whitcomb, NASA, Langley pada pertengahan tahun 1970. Saat itu dilakukan penelitian dengan model pada terowongan angin dan ujicoba penerbangan pada pesawat penumpang jet komersil Boeing 707 ukuran penuh dengan sayap dipasang *winglet*. (Masak, 1992). Kemudian Iwan, (1991), mencoba sayap model dengan variasi peletakan *winglets*, variasi sudut *sweep* dan tinggi *winglet*.

Disimpulkan bahwa *winglet* yang terbaik memiliki ciri dapat menutup kebocoran dari bagian bawah sayap dan menghalangi aliran dari bawah tersebut mengganggu aliran di luasan di bagian atas sayap.

## **BAB II PERUMUSAN MASALAH**

Perumusan masalah pada penelitian ini adalah:

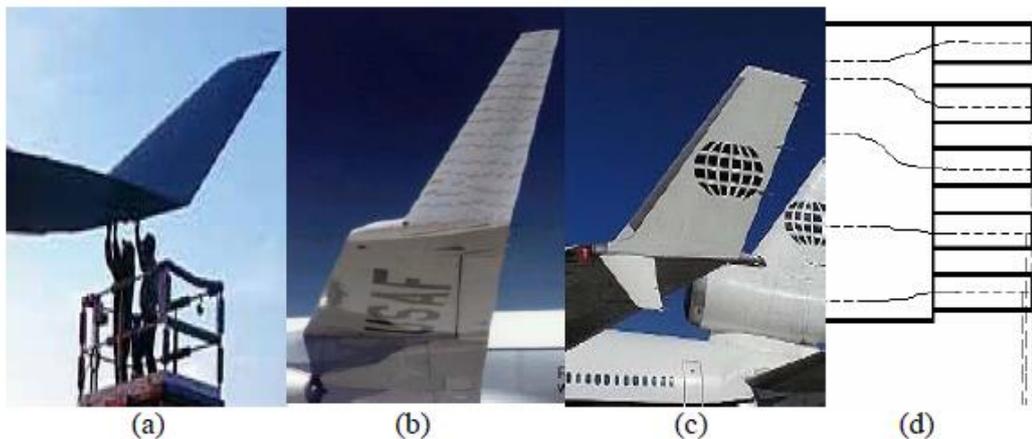
1. Bagaimana unjuk kerja dari sayap pesawat sebelum adanya adanya *winglet*.
2. Bagaimana unjuk kerja dari sayap pesawat sesudah adanya penambahan *winglet* dengan berbagai sudut Puntir (*Twist*)

## BAB III TINJAUAN PUSTAKA

### 3.1. Tinjauan Pustaka

*Winglets* untuk pesawat terbang modern pertama diusulkan oleh Dr. Richard Whitcomb, NASA, Langley pada pertengahan tahun 1970. Saat itu dilakukan penelitian dengan model pada terowongan angin dan uji coba penerbangan pada pesawat penumpang jet komersil Boeing 707 ukuran penuh dengan sayap dipasang *winglet*. Hasil uji coba menunjukkan adanya pengurangan total *drag* pada koefisien *lift* yang tinggi sehingga pemakaian bahan bakar lebih hemat. (Masak, 1992).

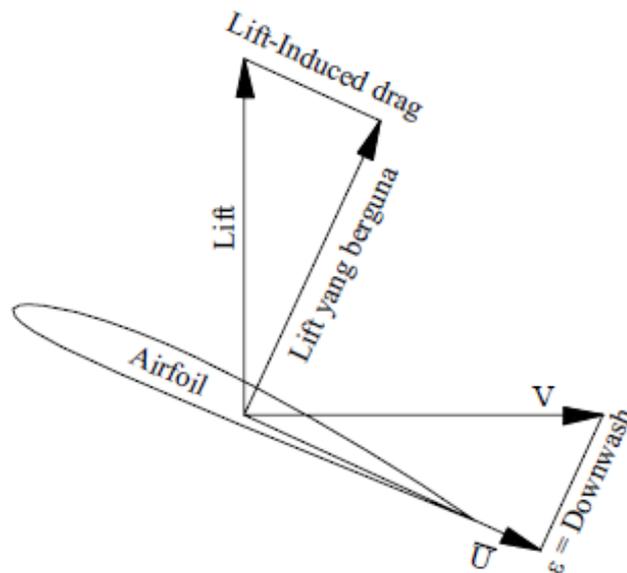
Jenis-jenis *winglet* ada beberapa macam, seperti nampak pada Gambar 3.1, diantaranya *single winglet* pada *chord* penuh (a), *single winglet* pada *chord* tidak penuh (b), *twin winglets* (c) dan *multiple winglets* (d).



Gambar 3.1 Jenis-jenis *winglet*

Bento (2002), yang melakukan desain *single winglet* pada *chord* tidak penuh dengan simulasi komputer, menjelaskan bahwa kekuatan *vortex* diatur oleh berat, kecepatan dan bentuk sayap dari pesawat terbang. Kekuatan *vortex* meningkat sebanding dengan peningkatan berat pesawat yang beroperasi. Untuk mengatasi berat pesawat diperlukan energi dari mesin pembangkit, energi ini menghasilkan struktur *vortex* dan *downwash*. Sebuah *vortex* pada dasarnya adalah gerakan rotasional fluida, terdapat di daerah yang bertekanan rendah dan kuat di dalam

intinya. Dari aliran ini dihasilkan sejumlah *drag* dalam kaitan dengan *lift* yang disebut *lift-induced drag*, seperti terlihat pada Gambar 3.2. Dari total *drag* pesawat, 30 sampai 40 persennya ditimbulkan oleh *induced drag*, sehingga untuk pesawat pengangkut jarak jauh mengakibatkan pemakaian bahan bakar boros. Disimpulkan bahwa *winglet* mengubah pola pusaran atau *vortex*, berperan untuk mempercepat *airflow* di ujung sehingga menghasilkan *lift*, meningkatkan distribusi beban sayap dan mengurangi *induced drag*.



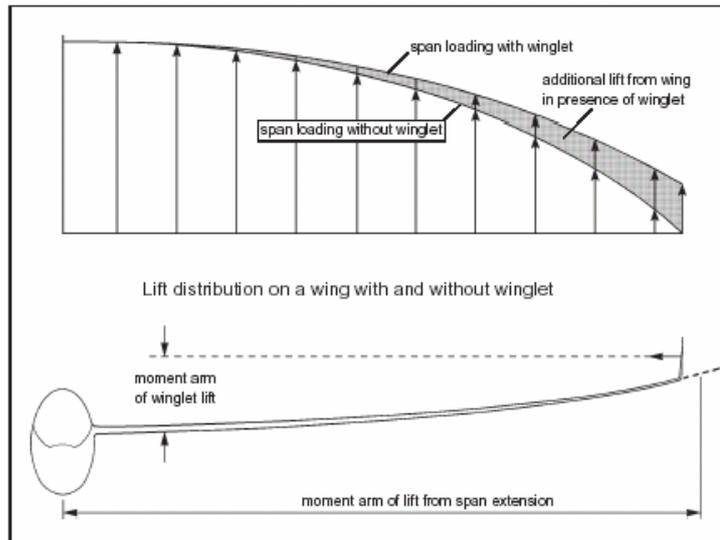
Gambar 3.2. Kenaikan *drag* akibat berkurangnya sudut serang efektif, sehingga *lift* menurun, ini yang disebut *lift-induced drag*.

Masak (1992), melakukan percobaan dengan mendesain *single winglet* pada *chord* penuh. *Winglets* merupakan permukaan sayap yang dipuntir atau *camberred* vertikal di ujung sayap beberapa inci. Tujuannya untuk meningkatkan unjuk kerja pada pesawat dengan melihat perbandingan *lift* terhadap *drag*nya,  $L/D$ . Disimpulkan bahwa *winglet* berfungsi untuk mengurangi *induced drag*, mengendalikan *crossflow*, pemindahan *vortices* keluar dan mengubah pola sirkulasi di daerah ujung sayap, yang akan meningkatkan karakteristik sayap. Yates, dkk, (1986), dalam analisisnya menerangkan bahwa dengan *single winglet* pada *chord* penuh, *winglet* tidak akan mengurangi *drag* dengan optimal untuk *drag* yang rendah. Teori ini didukung oleh bukti eksperimen (Barnard, dkk.,1989).

Iwan (1991), dalam penelitian yang mencoba sayap model dengan berbagai variasi peletakan *twin winglets*, menyatakan bahwa, untuk sayap dengan aspek rasio rendah, *winglets* mampu menaikkan efektifitas sayap dengan baik, sedangkan pada aspek rasio besar, didapatkan bahwa kinerja sayap tiga dimensi mendekati keadaan ideal dua dimensinya. Selanjutnya disimpulkan bahwa *winglet* yang terbaik memiliki ciri dapat menutup kebocoran dari bagian bawah sayap dan menghalangi aliran dari bawah yang mengganggu aliran di luasan di bagian atas sayap.

La Roche, dkk., (1996), melakukan penelitian percobaan sayap model berbentuk *elliptical wing* dan *rectangular wing* untuk mengurangi *induce drag* di ujung sayap dengan menggunakan *wing-grid* atau *multiple winglet*. *Wing-grid* adalah teknologi pengurangan *drag* berdasarkan sayap burung dengan beberapa *winglet* yang berbentuk *blade* dengan jarak tertentu dan bertingkat. Percobaan ini membuktikan bahwa *rectangular wing* menghasilkan efek lebih baik, sehingga *induced drag* dapat berkurang sampai 60%.

Menurut Maughmer, dkk, (1998), perubahan dalam distribusi *lift* dari sayap dengan *single winglet* pada *chord* penuh dan tanpa *winglets* ditunjukkan pada Gambar 3.3. Syarat batas pada *wingtip* dari sayap utama tidak lagi memerlukan *taper* ke nol pada *tip*. Distribusi *lift* pada sayap berakhir pada suatu titik khayal yang sama dengan *winglet* vertikal yang membuka dalam bidang horizontal. Hasilnya, porsi beban di bawah sayap sebelah luar lebih tinggi dibandingkan tanpa *winglet*, maka ada penambahan *lift* dari sayap utama yang berarti  $C_{lmax}$  dari keseluruhan sayap ditingkatkan sehingga unjuk kerja pesawat meningkat.



Gambar 3.3 Distribusi *lift* dengan *winglet* dan momen lengkung pada *root chord*

Dalam banyak penelitian, penggunaan teknik visualisasi sangat membantu untuk memahami dinamika fluida dari aliran. Sejak penemuan terowongan angin oleh Wenham (1871) penelitian-penelitian aerodinamika dengan menggunakan tehnik visualisasi, seperti yang dilakukan oleh John Smeaton (1759) dapat dilakukan secara luas. Penggunaan asap untuk visualisasi aliran dimulai sekitar tahun 1900-an oleh Mach dan Marly. Penggunaan secara luas dilakukan Lippisch dan Brown dipermulaan tahun 1930. Pembuatan asap yang dilakukan oleh Preston, dkk, (1943) menggunakan *kerosene smoke generation* yaitu pembakaran minyak tanah dengan elemen pemanas, yang kemudian dikembangkan oleh Brown tahun 1961.(Goldstein, 1983).



Gambar 3.4 Visualisasi aliran dengan asap untuk melihat pembentukan pusaran pada ujung sayap tanpa *winglet*. ( Anderson, 1985 )



Gambar 3.5 Visualisasi aliran dengan asap pada ujung sayap dengan *winglet*. (Matshushita Masasi, Airlines. net Photo)

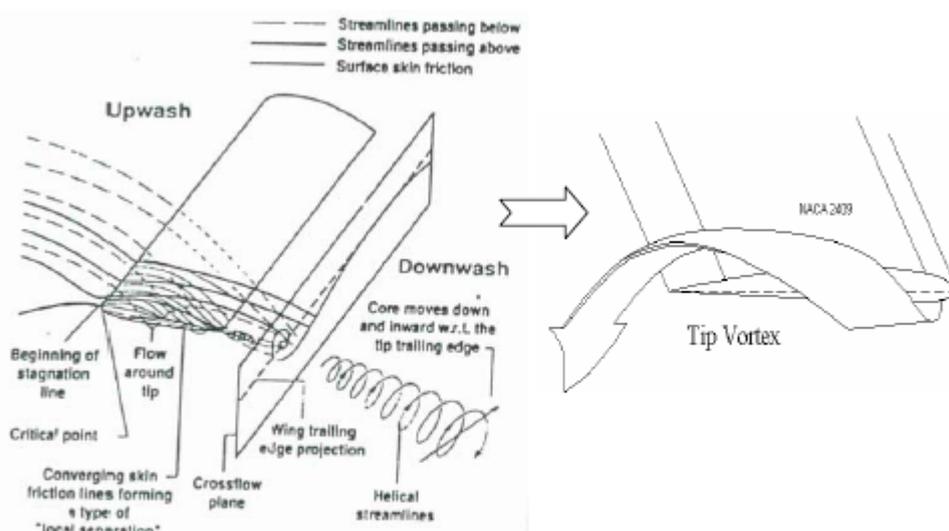
Visualisasi aliran dengan asap telah dipakai untuk mengetahui pola aliran pada ujung pesawat terbang. Nampak pada Gambar 3.4, dua pusaran yang timbul pada ujung pesawat tanpa *winglet* dengan visualisasi asap, pada Gambar 3.5,

memperlihatkan visualisasi asap pada ujung sayap dengan *winglet*, Nampak bahwa pusaran relatif hilang pada sayap utama dan bergeser ke ujung *winglet* .

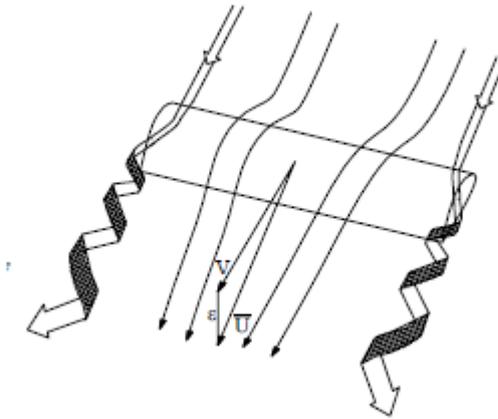
### 3.2. Landasan Teori

#### 3.2.1. 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 ( $u$ ) dibelakang *trailing edge*, komponen arah ke bawah ini disebut *downwash*,  $\epsilon$  .Munculnya struktur *vortex* dan *downwash* ini menghasilkan sejumlah besar *drag* dalam kaitannya dengan *lift*, yang disebut *induced drag*, seperti disajikan di Gambar 3.2.

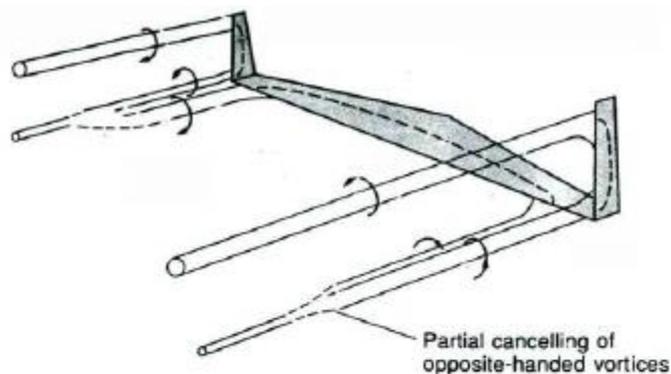


Gambar 3.6. Awal mula menggulungnya udara pada ujung sayap, di *wingtip* menghasilkan kekuatan *vortex*. (Jim, 1997)

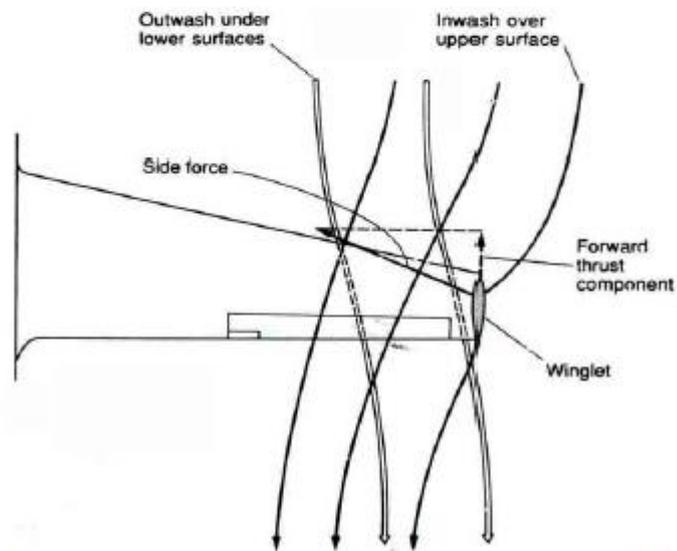


Gambar 3.7. Dua pusaran pada ujung sayap, menghasilkan kekuatan *vortex* dan *downwash*.

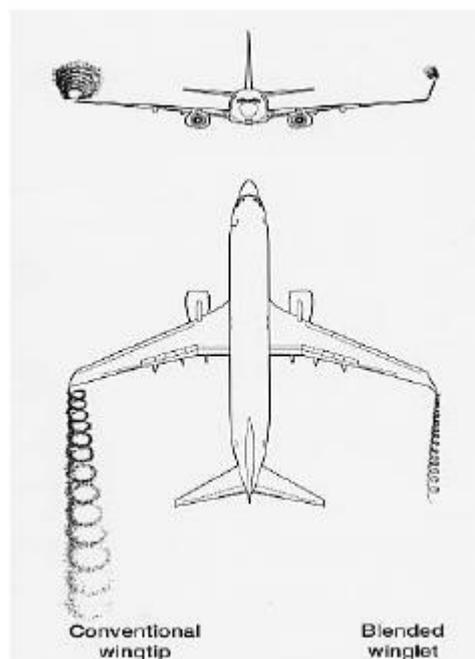
Barnard, dkk, (1989), dalam analisisnya, menerangkan bahwa pada persambungan *wingtip* dan *winglet*, *wingtip vortex* semula hilang dan muncul *winglet vortex* yang baru, terbentuk pada ujung *winglet* seperti nampak pada Gambar 3.8. Dengan pemindahan *vortex* tersebut pengaruh *downwash* berkurang. *Winglet* mengubah seluruh distribusi sepanjang sayap dari kecepatan *trailing* dengan cara mengurangi *downwash* dan *induce drag*. Dengan penambahan ini, *sideforce* pada *winglet* dapat memberikan komponen daya dorong *forward, thrust*, seperti pada Gambar 3.9. Hal ini juga memberi kontribusi pada pengurangan drag.



Gambar 3.8 *Winglets* membatalkan *trailing vortices* sayap utama di alihkan ke atas *winglets*. (Barnard dkk, 1989).



Gambar 3.9 Aliran *inwash* yang melalui permukaan atas menghasilkan suatu kekuatan pada *winglet* yang mempunyai daya dorong (Barnard, dkk, 1989)



Gambar 3.10 Perbandingan sayap pesawat tanpa *winglet* dengan menggunakan *winglet* (Mason, 2003)

### 3.2.2. Gaya-gaya yang bekerja pada sayap pesawat

Gaya angkat atau *lift*,  $L$ , pada pesawat timbul karena adanya gerakan relative 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) :

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \quad (1)$$

Total *drag*,  $CD$ , pada ujung sayap di bawah kecepatan suara adalah hasil penjumlahan *drag induced*  $Di$ , gesekan permukaan *drag*  $Df$ , dan tekanan *drag*  $Dp$ . Penjumlahan  $Df$  dan  $Dp$  tersebut adalah merupakan efek kontribusi drag yang didominasi *viscous* yang disebut *profile drag*. Penetapan koefisien profil drag,  $Cd$  adalah

$$C_d = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S}$$

$Cd$  biasanya diperoleh dari data airfoil dan koefisien *drag induced*,  $CDi$  sebagai :

$$C_{Di} = \frac{Di}{q_\infty S} = \frac{C_L^2}{\pi \epsilon AR}$$

$CDi$  dapat diperoleh dari teori ujung sayap

Koefisien drag total untuk ujung sayap  $CD$  adalah :

$$CD = Cd + CDi$$

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

$$D = C_D \times \frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times S \quad (2)$$

### 3.2.3. Analisis Dimensional

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 kembali sebagai

$$: f_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \quad (3)$$

atau

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

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 :

$$f_2 \left( \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot \frac{b^2}{AR}}, \frac{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot c}{\mu_\infty}, \frac{V_\infty}{a_\infty} \right) = 0 \quad (5)$$

atau

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

Karena lift dan drag adalah komponen resultan gaya, dan bervariasi terhadap sudut serang,  $\alpha$  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,  $V^\infty$ , dan sudut serang,  $\alpha$  dan *aspect ratio*, AR, untuk mengetahui unjuk kerja dari sayap.

### 3.2.4. Optimisasi desain

Seperti yang diuraikan Masak (1992), bahwa untuk mengoptimalkan disain *airfoil winglet*, beberapa parameter harus dipilih. Pertama, pemilihan sudut *Cant* pada

*winglets* secara nominal di-set pada sudut *Twist*  $0^\circ$  , pada sudut  $90^\circ$  ke sayap, Kedua, pemilihan sudut *sweepback* berdasarkan pada pengamatan eksperimental. Jika *winglet* vertikal tidak dengan *sweepback*, maka *root* dari *winglet* akan pertama kali *stall* dan kemudian *tip* akan mengikutinya. Diharapkan permukaan *winglet stall* secara seragam, hal ini dapat dicapai dengan *sweepback winglet*, sehingga meningkatkan *loading tip* .

Ketiga, distribusi *twist* pada *winglet* dipilih untuk memberikan distribusi beban yang seragam pada bentangan *winglet*, karena sudut *inflow* lebih tinggi di dasar, maka *winglet* terbelit ke sudut serang yang lebih tinggi ke arah *tip*. Hal ini berkebalikan dengan disain umum untuk sayap, yaitu sudut serang berkurang ke arah *tip*, dua derajat *twist* dari *root* ke *tip* dibuktikan menjadi optimum. Manfaat positif *twist yang lain* adalah unjuk kerja pada kecepatan tinggi dapat ditingkatkan. Keempat, pengaruh *taper ratio* pada sudut *inflow* dan hasil distribusi *twist* optimum bahwa ketika *taper ratio* meningkat, distribusi *twist optimum* untuk *winglet* lebih bervariasi secara linier dari *root* ke *tip*, *ratio tip* ke *root chord* dipilih 0.6, 9mm dibagi 15mm, bilangan *taper ratio* ini mempengaruhi besar kecilnya *induced drag*. Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh pemasangan *winglet* pada ujung sayap pesawat terbang, dengan cara melakukan variasi pada sudut *Twist* dan *twist*. Mengamati pengaruhnya dengan pengukuran gaya angkat, gaya tahan (*drag*), dan visualisasi, sehingga pemasangan *winglet* dapat dioptimalkan dan diharapkan pesawat sebagai transportasi akan bekerja lebih efisien dan murah.

## **BAB IV TUJUAN DAN MANFAAT PENELITIAN**

### **4.1. Tujuan Penelitian**

Tujuan penelitian ini adalah untuk mengetahui pengaruh *winglet* pada ujung sayap pesawat terbang sebelum dan sesudah dipasang *winglet*, sehingga diperoleh unjuk kerja lebih baik.

### **4.2. Manfaat yang diharapkan**

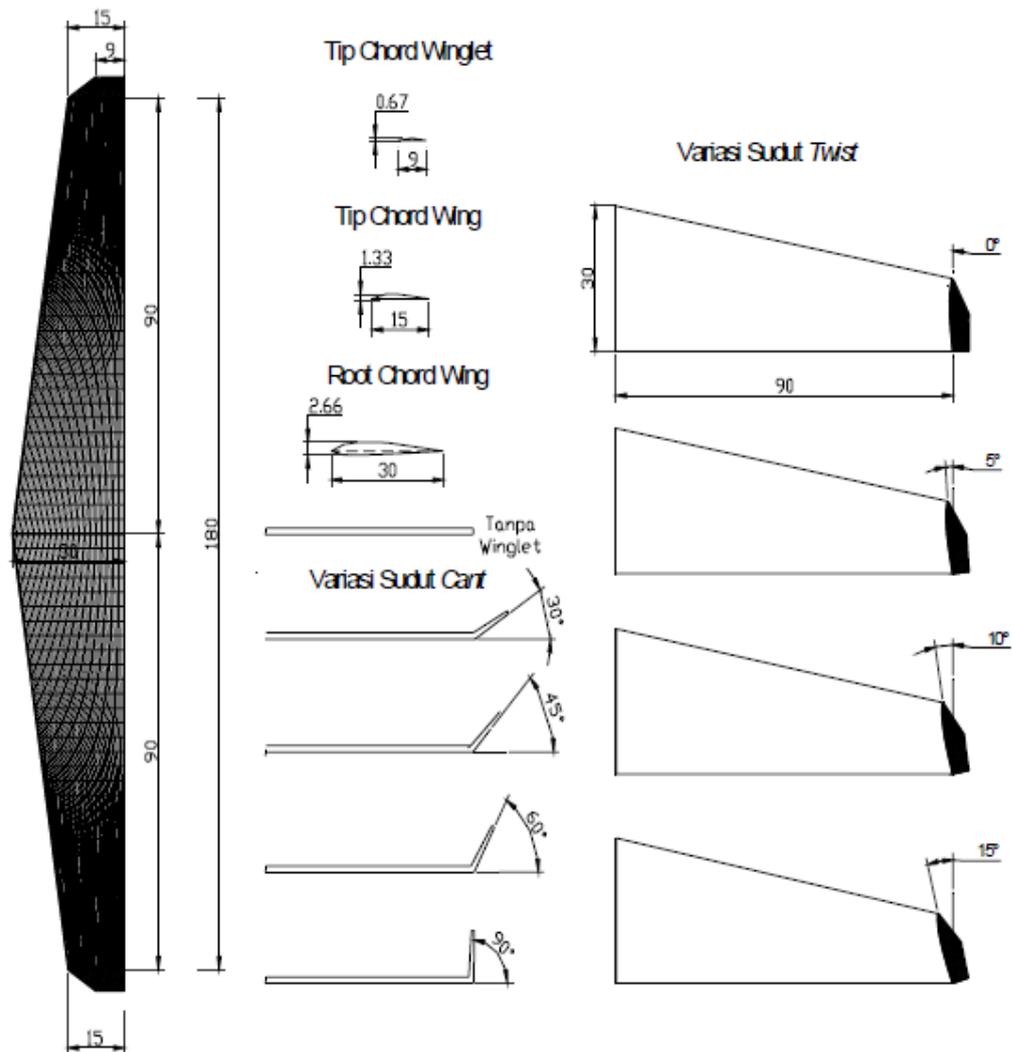
Faedah yang diharapkan oleh penelitian ini adalah untuk memberikan pemecahan tentang permasalahan ujung sayap dan pengaruhnya. Dengan hasil dan diketahuinya pengaruh *winglet* pada ujung pesawat maka dapat dijadikan dasar pemilihan, perancangan dan pengembangan sayap pesawat terbang agar memberikan bentuk ujung sayap yang lebih baik.

## BAB V METODE PENELITIAN

### 5.1. Material

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

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



Gambar 5.1 Bentuk ujung *winglet* dengan variasi sudut *Twist*

## 5.2. Alat

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
3. Pengukur kecepatan : dengan ketelitian 0.5, dalam m/s.
4. Timbangan : Digital, dengan ketelitian 0.01 dalam satuan gram.
5. Manometer : Pengukur tekanan, dengan dengan ketelitian 2, dalam *mbar*
6. Hygrometer : Pengukur kelembaban, dengan interval 2, dalam persen (%)
7. Termometer : Pengukur suhu dengan interval 1, dalam °C
8. Blower
9. Kamera



Gambar 5.2. Wind tunnel untuk pengujian ujung *winglet*



Gambar 5.3. Smoke Generator dan Blower



Gambar 5.4. Pipa-pipa pengarah asap ke dalam *wind tunnel*



Gambar 5.5. Manometer Miring



Gambar 5.6. Manometer



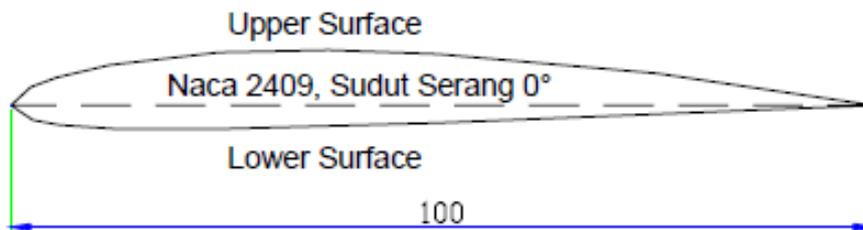
Gambar 5.7. Thermometer dan Hygrometer



Gambar 5.8. Timbangan Digital

Tabel 5. Koordinat Airfoil NACA 2409

X (% chord)	Y atas (% chord)	Y bawah (% chord)
0,00	0,000	0,000
1,50	1,695	-1,401
2,50	2,203	-1,719
5,00	3,135	-2,197
7,50	3,830	-2,470
10,00	4,387	-2,637
15,00	5,228	-2,790
20,00	5,803	-2,803
30,00	6,376	-2,626
40,00	6,352	-2,352
50,000	5,915	-2,026
60,000	5,200	-1,645
70,000	4,248	-1,248
80,000	3,078	-0,856
90,000	1,697	-0,475
95,000	0,924	-0,285
100,000	0,095	-0,095

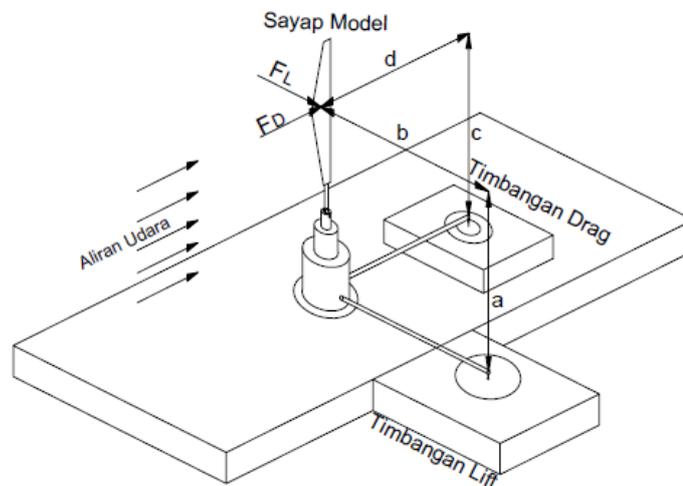


### 5.3. Jalan Penelitian

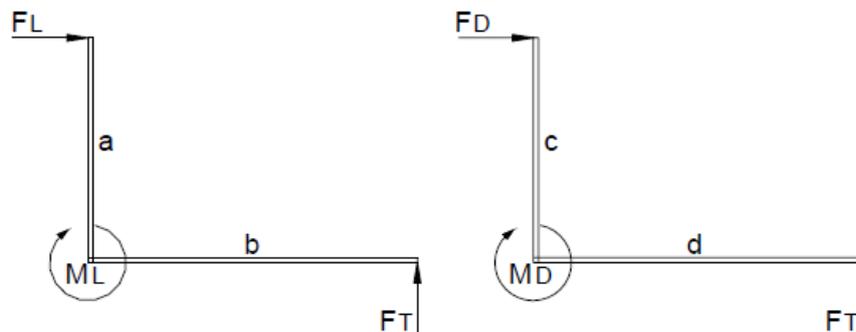
Pengujian karakteristik ujung sayap *winglet* dilakukan melalui dua tahap pengujian. Pertama, *lift* dan *drag* di ukur dengan timbangan digital, seperti terlihat pada Gambar 5.9 dengan variasi sudut *Twist* sebesar  $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  dan  $15^\circ$  pada ujung *winglet*, kemudian dicari posisi sudut Puntir (*Twist*) yang optimal dengan membandingkan koefisien *lift* dan *drag*-nya.

$$\text{Koefisien lift, } CL = \frac{L}{\frac{1}{2} \times \rho \times V^2 \times A}$$

- A = Luas proyeksi sayap. (m<sup>2</sup>)
- V = Kecepatan relatif udara terhadap sayap.(m/s)
- L = *lift* atau gaya angkat sayap (Newton),



Gambar 5.9 Pemasangan sayap pada timbangan digital



Gambar 5.10 Gaya *lift*,  $F_L$  dan gaya *drag*,  $F_D$  dengan panjang lengan  $a$  dan  $c$  oleh sayap mengakibatkan momen  $M_L$  dan  $M_D$  yang terukur pada timbangan digital gaya  $F_T$  dengan lengan  $a$  dan  $d$ .

Seperti terlihat pada Gambar 5.9 dan 5.10, untuk kesetimbangan momen, maka momen di  $M_L = 0$  dan  $M_D = 0$ , sehingga;

$$F_L \times a = F_T \times b ; F_L = \frac{b}{a} F_T \text{ (kg)}. F_T \text{ terukur pada timbangan digital.}$$

$$L = F_L \times g \text{ (N)}$$

$C_D$  dicari dengan cara sama seperti mencari  $C_L$ , hanya saja komponen  $F_L$ , a dan b diganti  $F_D$ , c dan d.

#### 5.4. Variabel

Variabel yang diamati selama penelitian adalah distribusi tekanan, sudut serang sebesar  $0^\circ, 2^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ$  dan  $16^\circ$ , sudut *Twist* sebesar  $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  dan  $15^\circ$ , kecepatan udara sebesar 10m/s, 15m/s dan 18m/s

## BAB VI HASIL DAN PEMBAHASAN

### 6.1. Koefisien *Lift*, *Drag* dengan Variasi Sudut *Twist*, dan Visualisasi Aliran

Hasil percobaan untuk winglet dengan variasi sudut *twist* dapat dilihat pada Tabel 6.1.

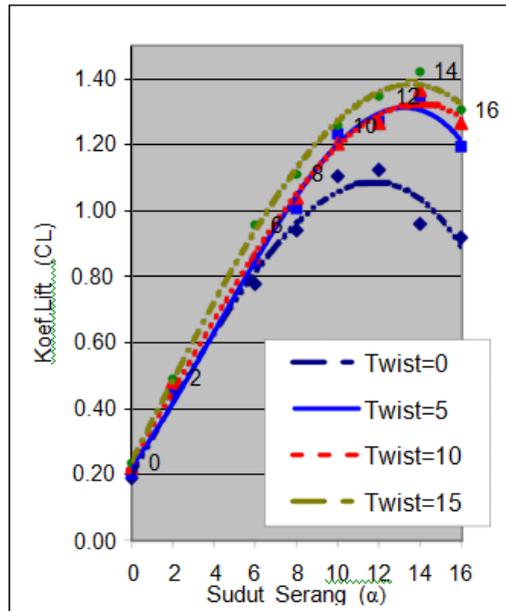
Seperti nampak pada Gambar 6.1, pada sudut *twist* sebesar  $0^\circ$ ,  $C_{Lmax}$  terjadi pada sudut serang  $11.5^\circ$  sebesar 1.06 lebih kecil dari pada sudut *twist*

$5^\circ, 10^\circ$  dan  $15^\circ$ . Dengan penambahan sudut *twist*  $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$   $C_{Lmax}$  terjadi pada sudut serang yang lebih besar dari  $11.5^\circ$ , ini berarti sudut *twist* menambah sudut serang untuk menghasilkan  $C_L$  maksimum. Sudut *twist* diperbesar maka makin naik juga dragnya, dengan bertambahnya drag maka unjuk kerja sayap turun, nampak pada Gambar 6.2

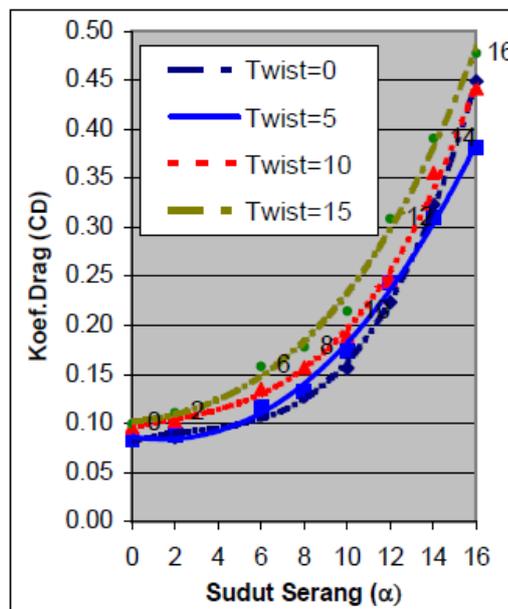
Tabel 6. Koefisien lift dan lift/drag (maksimum)

Variasi Twist ( $\tau$ )	Re=18685	
	$C_{Lmax}$ ( $\alpha$ )	$(C_L/C_D)_{max}$
Twist $0^\circ$	1.06 ( $11.5^\circ$ )	7.22 ( $7.44^\circ$ )
Twist $5^\circ$	1.28 ( $14.6^\circ$ )	7.25 ( $7.90^\circ$ )
Twist $10^\circ$	1.32 ( $15.5^\circ$ )	6.59 ( $7.92^\circ$ )
Twist $15^\circ$	1.35 ( $14.4^\circ$ )	6.01 ( $7.79^\circ$ )

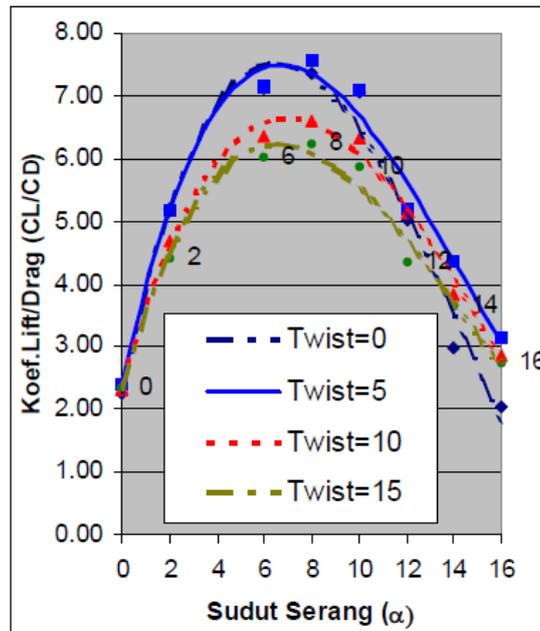
Unjuk kerja maksimum  $(C_L/C_D)_{max}$ , terjadi pada sudut *twist*  $5^\circ$  sebesar 7.25 pada sudut serang  $7.90^\circ$  sedangkan pada sudut *twist*  $0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$  nilainya lebih rendah, dengan demikian sudut *twist*  $5^\circ$  menghasilkan unjuk kerja terbaik, lebih jelasnya dapat dilihat Gambar 6.1



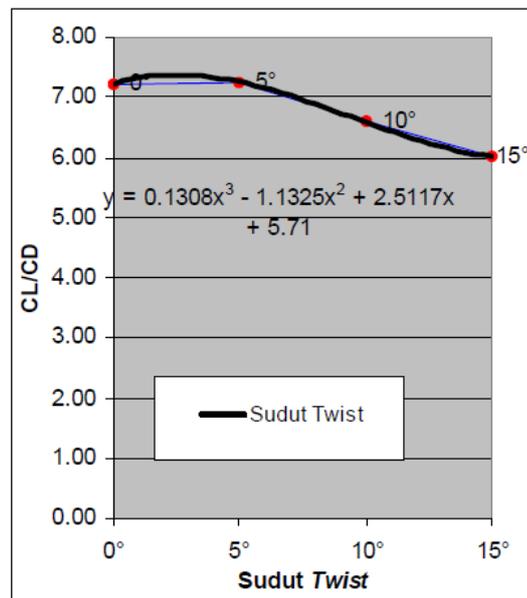
Gambar 6.1. Koefisien lift terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist 0°,5°,10°,dan 15°. Bilangan Reynold = 18685



Gambar 6.2 Koefisien drag terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist 0°,5°,10°,dan 15°. Bilangan Reynold = 18685



Gambar 6.3. Koefisien lift/drag terhadap sudut serang, dengan variasi sudut twist 0°, 5°, 10°, dan 15°. Bilangan Reynold = 18685



Gambar 6.4. Koefisien lift/drag terhadap sudut twist 0°, 5°, 10° dan 15, 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  $2.88^\circ$ , dengan unjuk kerja  $(CL/CD)_{max}$  sebesar 7.45

## **BAB X KESIMPULAN DAN SARAN**

### **Kesimpulan :**

Pada hasil penelitian dapat disimpulkan sebagai berikut :

1. Dengan penambahan sudut twist maka lift dan drag yang dihasilkan makin besar. Dengan bertambah drag maka unjuk kerja sayap turun.
2. Sudut twist maksimal untuk menghasilkan unjuk kerja optimal dari winglet pada percobaan ini terjadi pada sudut  $2.88^\circ$  ada kenaikan 3.19%, sehingga total kenaikan unjuk kerja adalah 23.92%

### **Saran :**

Untuk penelitian selanjutnya, hasil akan lebih teliti jika dilakukan variasi variasi sudut dengan interval yang lebih kecil, baik sudut serang, sudut *Twist*. Pada saat pengambilan data pengukuran *lift* dan *drag* dengan timbangan digital terjadi pergeseran sayap yang relative kecil akibat kecepatan udara yang mengenai sayap model tersebut maka agar pengambilan data lebih teliti.

## 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 Articals By Fluent Software User, JA133, hal 1-5
- Goldstein R.J.,1983, *Fluid Mechanics Measurements*, University of minnessota, 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).