

# ANALISIS BEBAN STATIK WINGLET N-219

Hayu Pradana Raharja Pribadi<sup>1</sup>, , Isa Hidayat<sup>2</sup>  
 Program Study Teknik Penerbangan Fakultas Teknik  
 Universitas Nurtanio Bandung

## ABSTRAK

Winglet adalah bagian tambahan yang berada pada ujung sayap yang memiliki pengaruh besar dalam mengurangi *induced drag* yang biasanya terjadi pada ujung sayap pesawat. Ada begitu banyak tipe dari *winglet* yang telah didesain dan pengaruh dalam mengurangi *induced drag* pun telah banyak dipublikasikan. Dalam mendesain *winglet* ada beberapa hal yang perlu diperhatikan. Seperti sudut *cant*, panjang *winglet*, pengaruh *winglet* terhadap pengurangan *induced drag* yang terjadi pada ujung sayap pesawat.

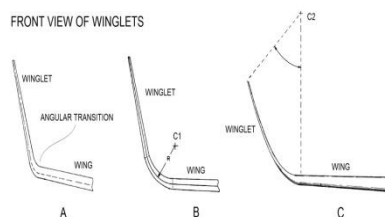
Dalam penulisan ini, disampaikan tekanan statik yang terjadi pada *winglet* terjadi akibat gaya angkat (*lift*). Dengan adanya tekanan statik yang terjadi tersebut mengakibatkan terjadinya beban yang harus ditahan oleh struktur *winglet*. Dalam penulisan tugas akhir ini dievaluasi tegangan yang terjadi pada struktur *winglet*. Setelah diperoleh tegangan yang terjadi pada struktur *winglet* tersebut, akan dihitung besarnya statik *margin* pada *winglet* tersebut.

Kata kunci : *winglet*, *induced drag*

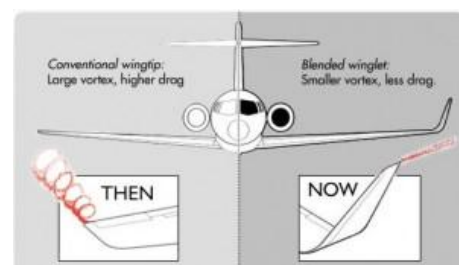
## Pendahuluan

*Winglet* adalah salah satu komponen tambahan pada sayap pesawat yang memungkinkan penambahan performansi sayap tanpa harus menambah panjang wingspan (bentangan sayap pesawat). *Winglet* berupa sirip tambahan yang dipasang tegak lurus atau bersudut pada ujung sayap, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 1.

*Winglet* berfungsi untuk meredam putaran udara (*vortex*) pada bagian ujung sayap yang disebabkan pertemuan udara bagian bawah sayap yang bertekanan tinggi dengan udara bagian atas sayap yang bertekanan rendah yang menyebabkan terjadinya turbulensi.

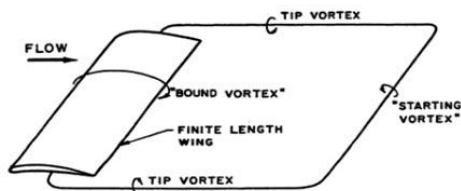


Gambar 1 Winglet [Theflyingengineer.com, 2015]



Gambar 2 Perbedaan aliran vortex dengan atau tanpa winglet [Theflyingengineer.com, 2015]

Winglet juga berfungsi untuk mengurangi *drag* (*induced drag*) yang terjadi di bagian ujung sayap, dimana dengan berkurangnya *induced drag* berdampak adanya peningkatan lift di daerah ujung sayap. *Induced drag* dapat dikurangi dengan meningkatkan rentang horizontal atau ketinggian vertikal system gaya angkat (yaitu meningkatkan panjang *trailing edge* yang mengalirkan *vortices*). Manfaat maksimal dari pengurangan *induced drag* tergantung pada distribusi angkat *spanwise* di sayap. Secara teori, untuk sayap planar, *induced drag* dioptimalkan dengan distribusi gaya angkat berbentuk elips yang meminimalkan perubahan *vortices* sepanjang bentang sayap, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 3 berikut.



**Gambar 3** Aliran *Vortices* pada sayap pesawat  
[Green. S.I, 1995]

### Landasan Teori

Perangkat ujung sayap atau *wingtip device* biasanya dimaksudkan untuk meningkatkan efisiensi pesawat sayap tetap. Ada beberapa jenis perangkat ujung sayap, dan meskipun

demikian, efek yang diinginkan adalah untuk mengurangi drag pesawat.

### Jenis-jenis Winglet dan Wingtip Devices

Setelah penemuan winglet oleh Whitcomb, banyak jenis sayap dan perangkat ujung dikembangkan oleh desainer pesawat. Beberapa hasil penelitian mengenai winglet ini, masing-masing dipaparkan dalam sub-bab berikut.

### Blended Winglet

*Blended winglet* dikembangkan oleh Gratzler dari Seattle pada tahun 1994. Aviation Partners Inc (API) dan Perusahaan Boeing melakukan kerjasama pada tahun 1999 untuk desain *Blended Winglet* sebelumnya pada tahun 1999 Mike Stowell, wakil presiden Eksekutif APB menjelaskan tentang hambatan gangguan, fenomena aerodinamis yang disebabkan karena persimpangan gaya angkat permukaan, maka desain winglet dikembangkan untuk mengatasi hambatan gangguan terbentuk pada sambungan antara sayap dan winglet.



**Gambar 4** *Blended Winglet* [Gratzler, L.B. 1994]

**Spiroid Winglet**

Gratzer telah mengembangkan teknologi ujung sayap pspiroid danmen dapat paten pada tahun 1992. Salah satu ujung dari ujung spiroid terpasang dengan bagian depan dari ujung sayap dan terus membentuk loop spiral yang berakhir pada bagian belakang dari ujung sayap. Oleh karena itu terlihat lonjong jika dilihat dari depan. Sayap tipped Spiroiddi desain untuk mengurangi induced drag dan juga untuk mengurangi efek kebisingan yang terkait dengan vortisitասujung.

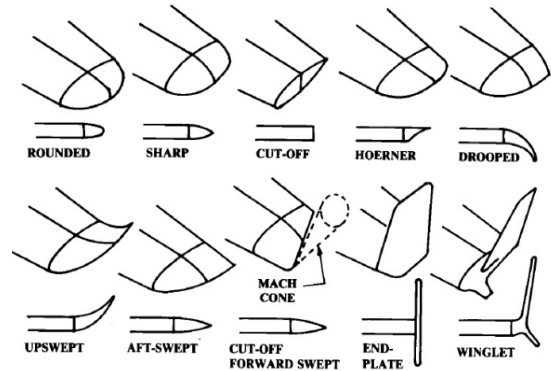


**Gambar 5** *Spiroid tipped wing* [Gratzer, L.B. 1994]

**Wing Tip Devices**

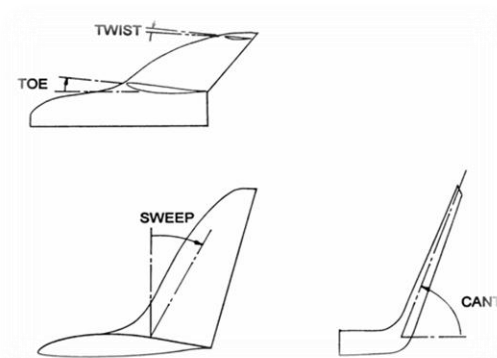
Perangkat ujung sayap atau Wingtip device biasanya dimaksudkan untuk meningkatkan efisiensi pesawat sayap tetap. Ada beberapa jenis perangkat ujung sayap, dan meskipun mereka berfungsi dengan cara yang berbeda, efek yang diinginkan selalu untuk mengurangi drag pesawat oleh pemulihan parsial dari ujung energi vortex.

Berikut ini adalah beberapa *wingtip* yang biasa digunakan pada beberapa pesawat.



**Gambar 6** Jenis-jenis *wingtip* [Raymer, Daniel P] **Desain Winglet**

Pendekatan desain winglet telah diteliti lebih detail oleh *Whitcomb*. Rekomendasi ini telah dikonfirmasi oleh studi Heyson. Perbedaan sudut geometris yang digunakan dalam mendesain winglet ditunjukkan pada Gambar 2.4. Sudut *toe* dapat dihubungkan dengan winglet serta harus didefinisikan dengan memperhitungkan aliran distorsi di bagian tersebut. Dengan demikian, winglet biasanya berujung sedikit keluar. Sudut cant berfungsi untuk mengurangi gangguan di sambungan antara *winglet* dengan *wing*.



**Gambar 7** Definisi geometris winglet [Whitcomb, 1976]

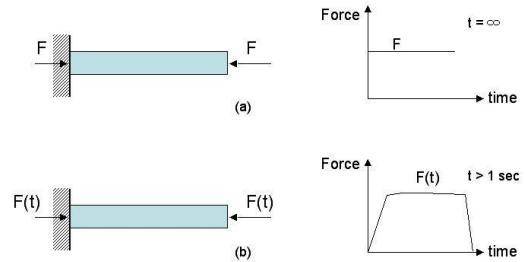
### Beban Dinamik dan Beban Statik

Selama ini telah dipelajari perilaku struktur yang mendapat beban statis, artinya beban-beban tersebut tetap, baik intensitasnya, tempatnya, arah garis kerjanya. Sedangkan dalam dinamika struktur akan dipelajari perilaku struktur jika struktur tersebut mendapat beban dinamis, yaitu beban yang berubah-ubah menurut fungsi waktu (*time varying*).

Perbedaan antara Beban Dinamik dan Beban Statik :

- Beban Statik Adalah beban tetap, baik besarnya (*intensitasnya*), titik bekerjanya dan arah garis kerjanya.
- Beban Dinamik :
  1. Beban yang besarnya (*intensitasnya*) berubah-ubah menurut waktu, sehingga dapat dikatakan besarnya beban merupakan fungsi waktu.
  2. Beban dinamis lebih kompleks dibandingkan dengan beban statis, baik dari bentuk fungsi bebannya maupun akibat yang ditimbulkan.

Perbedaan antara beban dinamik dengan beban statik dapat dilihat pada gambar berikut ini :



**Gambar 8** (a) Contoh Beban Statik (b) Contoh Beban Dinamik

### Faktor Keamanan

Kelebihan dari struktur berat membuat berkurangnya jumlah *payload*, yang berefek pada nilai ekonomi dari pesawat. Pesawat didesain dengan berat yang sering mungkin namun harus *safety*. Untuk meyakinkan standar umum minimum dari *strength* dan *safety*, *airworthiness regulations* mengeluarkan beberapa faktor yang menyatakan struktur utama dari pesawat harus *safety*. Terdapat *limit load*, maksimum *load* pada pesawat tersebut diharapkan untuk *safety* pada operasi normal. *Proof load*, yang dihasilkan dari *limit load* dan *proof factor* 1.0 – 1.25), dan *ultimate load*, yang dihasilkan dari *limit load* dan *ultimate factor* (bernilai 1.5). struktur pesawat harus menahan *proof load* tanpa mengalami kerusakan dan tidak diperbolehkan gagal hingga mencapai *ultimate load*.

### Margin Of Safety

Hal yang harus diperhatikan dalam merancang struktur suatu pesawat terbang adalah bahwa struktur dengan berat yang seminimal mungkin tanpa mengabaikan misi dari perancangan pesawat terbang itu sendiri. Hal demikian kemudian berkembang dan menjadi suatu persyaratan utama dalam desain struktural pesawat terbang.

Batas keamanan *Margin of Safety* dalam terminology kekuatan statik struktural didefinisikan sebagai suatu ukuran besarnya kemampuan atau kapasitas yang masih tersedia dalam suatu struktur untuk menerima beban statik secara aman, pada kondisi dimana terdapat beban statik yang bekerja pada struktur tersebut. Untuk material liat (*ductile*) *margin of safety* dirumuskan :

$$\text{Margin of safety} = \frac{\text{yield stress}}{\text{tegangan maksimum akibat beban desain}} - 1$$

### Spesifikasi Pesawat N-219

N-219 adalah jenis pesawat multi fungsi bermesin dua yang saat ini tengah dirancang dan dikembangkan oleh PT Dirgantara Indonesia (PTDI). Pesawat ini didesain untuk dapat dioperasikan di daerah-daerah terpencil. Sebagian besar badan N-219 ini terbuat dari logam dan dirancang untuk mengangkut penumpang maupun kargo. Pesawat yang dibuat dengan memenuhi persyaratan FAR 23 ini dirancang memiliki volume kabin terbesar di

kelasnya dan pintu fleksibel yang memastikan bahwa pesawat ini bisa dipakai untuk mengangkut penumpang dan juga kargo.



**Gambar 9** Pesawat N-219 [wikipedia.org, 2015]

### Pemodelan Winglet

Pemodelan *winglet* pada tugas akhir ini menggunakan *software CATIA*. Dalam *software CATIA*, *winglet* dimodelkan dalam bentuk 3D. Ukuran *winglet* dalam pemodelan menggunakan perbandingan 1:1.

### Karakteristik Material

Material yang dipilih dan digunakan dalam *software* dan perhitungan analisis *winglet* adalah sebagai berikut :

|                        |                          |
|------------------------|--------------------------|
| Jenis material         | : Alumunium 2024         |
| Modulus elastisitas    | : 73,1 GPa               |
| Poisson rasio          | : 0,33                   |
| Density                | : 2,78 g/cm <sup>3</sup> |
| Tensile Yield Strength | : 324 Mpa                |

**ProsedurPerhitungan**

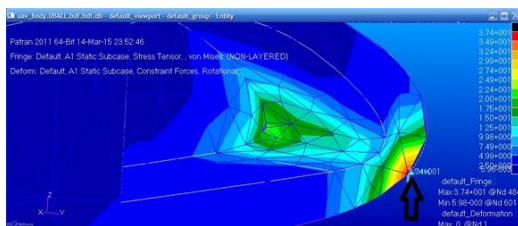
Dalam perhitungan analisis beban statik pada winglet, terdapat beberapa prosedur perhitungan sebagai berikut :

1. Pesawat diasumsikan pada ketinggian sea level flight.
2. Perhitungan beban pada winglet. Beban pada winglet adalah gaya angkat yang terjadi, yang diperoleh dari persamaan  $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$
3. Hasil dari perhitungan beban pada point b) dimasukkan kedalam software *Catia*.

**Perhitungan Beban Pada Winglet Pada**

**Kecepatan 250 Km/jam**

$\alpha \text{ cant} = 45^0$   
 Luas Winglet = 0,99 m<sup>2</sup>  
 $\rho \text{ sea level} = 1,225 \text{ kg/m}^3$   
 $C_L = 0,3895$   
 $V = 250 \text{ km/jam} = 69,4 \text{ m/s}$   
 $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$   
 $= \frac{1}{2} (1,225)(69,4^2)(0,3895)(0,99)$   
 $= 1139 \text{ N}$



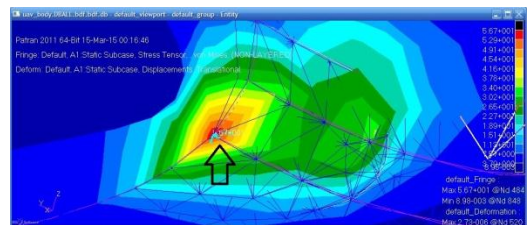
**Gambar 10** Displacement, Translational (1139 N)

Dengan kecepatan pesawat sebesar 250 km/jam didapatkan beban pada winglet sebesar 1.139 N. Pada kondisi ini, tegangan maksimum

yang terjadi pada winglet adalah 37,4 Mpa pada node 484. Sebagai mana ditunjukkan pada Gambar 10.

**Perhitungan Beban Pada Winglet Pada Kecepatan 352 Km/jam**

$\alpha \text{ cant} = 45^0$   
 Luas Winglet = 0,99 m<sup>2</sup>  
 $\rho \text{ sea level} = 1,225 \text{ kg/m}^3$   
 $C_L = 0,3895$   
 $V = 352 \text{ km/jam} = 97,8 \text{ m/s}$   
 $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L$   
 $= \frac{1}{2}(1,225)(97,8^2)(0,3895)(0,99)$   
 $= 2258,03 \text{ N}$



**Gambar 11** Displacement, Translational (2258,03 N)

Dengan kecepatan pesawat sebesar 352 km/jam didapatkan beban pada winglet sebesar 2.258,03 N. Pada kondisi ini, tegangan maksimum yang terjadi pada winglet adalah 78,1 Mpa pada node 484. Sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 11

**Perhitungan Beban Pada Winglet Pada Kecepatan 395 Km/jam**

$\alpha \text{ cant} = 45^0$   
 Luas Winglet = 0,99 m<sup>2</sup>  
 $\rho \text{ sea level} = 1,225 \text{ kg/m}^3$

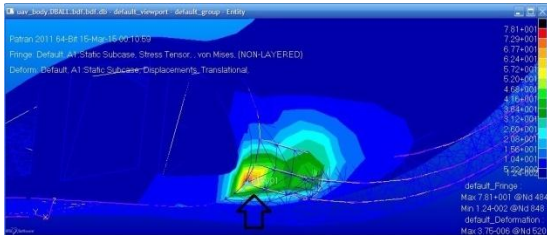
$$C_L = 0,3895$$

$$V = 395 \text{ km/jam} = 109,72 \text{ m/s}$$

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

$$= \frac{1}{2}(1,225)(109,72^2)(0,3895)(0,99)$$

$$= 2843,4 \text{ N}$$



**Gambar 11** Displacement, Translational (2843,4 N)

Dengan kecepatan pesawat sebesar 395 km/jam didapatkan beban pada winglet sebesar 2.843,4 N. Pada kondisi ini, tegangan maksimum yang terjadi pada winglet adalah 112 Mpa pada node 484. Sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 11

**Hasil Analisis Von-Mises**

Dari hasil analisis yang telah dilakukan dengan menggunakan software Patran Nasran, didapatkan bahwa besarnya tegangan maksimum yang terjadi pada winglet N-219 untuk beberapa kecepatan sebagaimana perhitungan di depan ditunjukkan pada tabel berikut

**Tabel 1** Gaya Angkat Pada Winglet Pada Beberapa Kecepatan

| Speed (km/jam) | $\sigma$ (Mpa) | Load Ratio | Margin of Safety |
|----------------|----------------|------------|------------------|
| 250            | 37,4           | 8,66       | 7,66             |
| 352            | 78,1           | 4,15       | 3,15             |
| 395            | 112            | 2,89       | 1,89             |

Selanjutnya harga load ratio dan margin of safety pada beberapa kondisi kecepatan tersebut ditunjukkan pada tabel berikut :

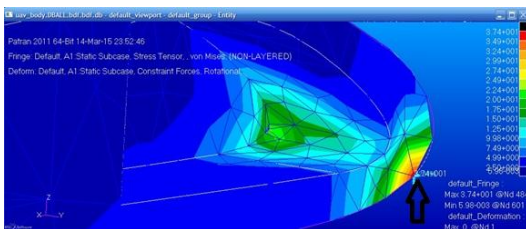
**Tabel 2** Load Ratio Maksimum dan Margin of Safety Pada Winglet Untuk Beberapa Kecepatan

| Speed (km/jam) | L (N)   |
|----------------|---------|
| 250            | 1139    |
| 352            | 2258,03 |
| 395            | 2843,4  |

## Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisis dan perhitungan manual, maka dapat mengambil kesimpulan sebagai berikut:

- Hasil analisis yang terjadi akibat gaya *lift* dengan menggunakan *Software Patran Natsran* dari model winglet pesawat N-219 dengan yield strength material AL 2024 adalah 324 Mpa, dengan ketebalan skin sebesar 1,2mm adalah sebesar 112 Mpa dengan harga *margin of safety* sebesar 1,89.
- Berdasarkan hasil perhitungan dari *load factor* dan *margin of safety* dapat dikatakan bahwa struktur winglet tersebut dengan material Al 2024 masih aman.
- Dari hasil analisis demikian, tegangan maksimum terjadi pada node 484.



**Gambar 12** Tegangan maksimum yang terjadi pada node 484

## Saran

Berdasarkan kesimpulan tersebut, maka penulis memberikan beberapa saran sebagai berikut:

- Perhitungan dan analisis beban dinamik dapat dilakukan bagi mahasiswa.
- Sebaiknya dilakukan perbandingan kekuatan struktur dengan material yang berbeda untuk mendapatkan struktur yang lebih kuat.

## Daftar Pustaka

- Whitcomb, R.T., "A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Result at High Subsonic Speed for Wing-Tip Mounted Winglets," NASA TN D-8260, July 1976.
- Crane, Dale., "Aviation Mechanic Handbook", Aviation Supplies & Academics Inc, 2000.
- Green, S. I. , "Wing tip vortices" Amsterdam, 1995.
- Gratzer, L. B., "Blended Winglet," ed: Google Patents, 1994.
- Gratzer, L. B., "Spiroid-tipped wing," ed: Google Patents, 1992.
- Raymer, D. P, et al., Aircraft design: a conceptual approach: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 19