

## ANALISIS BUCKLING PADA WING PESAWAT KT-1B STA 1920 SAMPAI 2500

**Dwi Hartini**

Jurusan Teknik Penerbangan  
 Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto  
 Jl. Janti Blok R. Lanud Adisutjipto Yogyakarta  
 mdwihartini@ymail.com

### Abstrak

Wing merupakan komponen penghasil gaya angkat utama dari pesawat, oleh karena itu wing harus memenuhi persyaratan kekuatan. Untuk mengetahui kekuatan tersebut dilakukan perhitungan yang bertujuan untuk menghitung nilai tegangan dan beban buckling yang terjadi pada stringer wing pesawat KT-1B, khususnya station (STA) 1920 sampai 2500. Proses yang dilakukan adalah menghitung nilai tegangan, setelah nilai tegangan diketahui maka beban tekan yang terjadi pada stringer dapat dihitung. Jika struktur menerima beban tekan yang melebihi kemampuannya, maka struktur wing pesawat akan mengalami kegagalan. Dari hasil analisis diperoleh nilai tegangan tekan maksimum pada STA 1920 dan 2500 terjadi pada stringer dua sebesar 802,11154 MPa dan 849,70337 MPa, sehingga beban tekan maksimum di kedua STA tersebut juga terjadi pada stringer dua. Beban tekan kritisnya berkisar dari 219396,38749 N sampai 1818142,76326 N. Nilai perbandingan  $\left(\frac{P}{P_{cr}}\right)$  dari setiap stringer nilainya didapat lebih kecil dari satu  $\left(\frac{P}{P_{cr}} < 1\right)$ . Indikator lainnya juga didapat dari perhitungan Margin of Safety (MS). Nilai MS dari setiap stringer didapat lebih besar dari nol ( $MS > 0$ ). Dari kedua hasil analisis tersebut maka dapat disimpulkan bahwa struktur wing masih mampu menahan beban buckling .

(kata kunci : Buckling, Wing, Stringer)

### Abstract

*The wings are the most important lift-producing part of the aircraft, therefore, the wing must meet the strength requirements. To determine the strength of an aircraft wing, carried out calculations which aim to calculate the stress value and*

*the buckling loads that occur at wing stringer KT-1B aircraft, especially the station (STA) 1920 to 2500. First step is calculate the stress value, after the stress value is known then the compressive load on the stringer that occurs can be calculated. If the structure receives compressive load that exceeds its capabilities, the aircraft wing structure will fail. From the analysis, the maximum compressive stress values obtained at the STA 1920 and 2500 occurred on second stringer equal to 802.11154 MPa and 849.70337 MPa.*

*Critical compressive load ranged from 1818142.76326 N to 219396.38749 N.*

*Ratio  $\left(\frac{P}{P_{cr}}\right)$  of each stringer value obtained is smaller than one  $\left(\frac{P}{P_{cr}} < 1\right)$ . Other*

*indicators are also obtained from the calculation of Margin of Safety (MS). MS values obtained from each stringer is greater than zero ( $MS > 0$ ). From both the results of this analysis it can be concluded that the structure of the wing was still able to withstand buckling loads.*

*(Keywords: Buckling, Wing, Stringer)*

## **Latar Belakang Masalah**

Dalam kehidupan sehari-hari fenomena *buckling* sering kita temui. *Buckling* merupakan keadaan dimana suatu benda mengalami penekukan atau pembengkokan akibat adanya pemberian beban atau gaya pada benda tersebut. Fenomena ini bisa juga terjadi pada pesawat terbang, misalnya pada bagian *wing*.

*Wing* merupakan bagian pesawat yang penting karena ditinjau dari konstruksinya, *wing* mempunyai fungsi sebagai alat untuk memproduksi *lift* yang sebesar-besarnya, yang diperlukan pesawat untuk mengimbangi berat pesawat agar dapat mengapung di udara. Di samping itu *wing* dapat berfungsi untuk penempatan bahan bakar yang diperlukan dalam penerbangan, tempat untuk *support* roda pendarat, *engine* maupun persenjataan (Soegito, 2001; 25). Sesuai dengan fungsinya tersebut, maka selain memenuhi persyaratan aerodinamis, *wing* harus memiliki persyaratan kekuatan yaitu kuat menahan segala macam beban yang bekerja padanya.

Untuk memenuhi persyaratan kekuatan, maka pada *wing* pesawat terbang tersebut, terdapat kolom yang berfungsi sebagai penyangga beban dari semua bagian *wing* yang berada di atasnya. Dalam mendesain kolom yang berfungsi menyangga *wing*, salah satu perhitungan yang dilakukan adalah perhitungan besar beban *buckling* yang dapat ditahan oleh kolom

sebagai akibat beban yang diberikan pada kolom tersebut. Kolom pada *wing* yang berfungsi sebagai penguat longitudinal pada struktur *wing* adalah *stringer*. Dengan adanya *stringer*, *skin* pada *wing* pesawat terbang diharapkan mampu menerima beban tekan atau tarik yang terjadi.

Pada *wing* bagian atas cenderung menerima beban tekan, oleh karena itu *stringer* yang dipasang pada *skin* tersebut harus mampu menerima beban tekan yang terjadi sehingga dapat terhindar dari kegagalan tekuk atau fenomena *buckling*.

Jenis *wing* pada pesawat terbang ada yang memiliki struktur *wing box* (pada pesawat transport, tempur maupun latih) dan ada yang tanpa *wing box* (pada pesawat tanpa awak), dimana struktur *wing box* ini memiliki *spar* dan *stringer* sehingga memerlukan analisis terhadap struktur *wing* tersebut, seperti tegangan dan beban yang terjadi pada *wing*. Pesawat KT-1B merupakan pesawat yang memiliki jenis *wing* yang memiliki struktur *wing box* yang terbagi menjadi beberapa *station* (STA). *Wing Box* STA 1920 sampai STA 2500 merupakan bagian dari *wing box* pada *wing* pesawat KT-1B dimana *fuel tank* ditempatkan, sehingga berpengaruh terhadap pembebanan yang diterima oleh setiap bagian *wing* pesawat KT-1B.

Dari permasalahan tersebut itulah, maka dalam penelitian ini akan menganalisis beban *buckling* terhadap struktur *wing* pesawat KT-1B STA 1920 sampai 2500 guna mendapatkan karakteristik beban *buckling* dari struktur *wing* pesawat KT-1B, dimana kedua *station* itu sudah dianggap dapat mewakili semua *stringer* di setiap *station wing* pesawat KT-1B.

## Metodologi Penelitian

Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah metode analitik dengan langkah-langkah dijelaskan pada sub bab berikut.

## Pesawat KT-1B

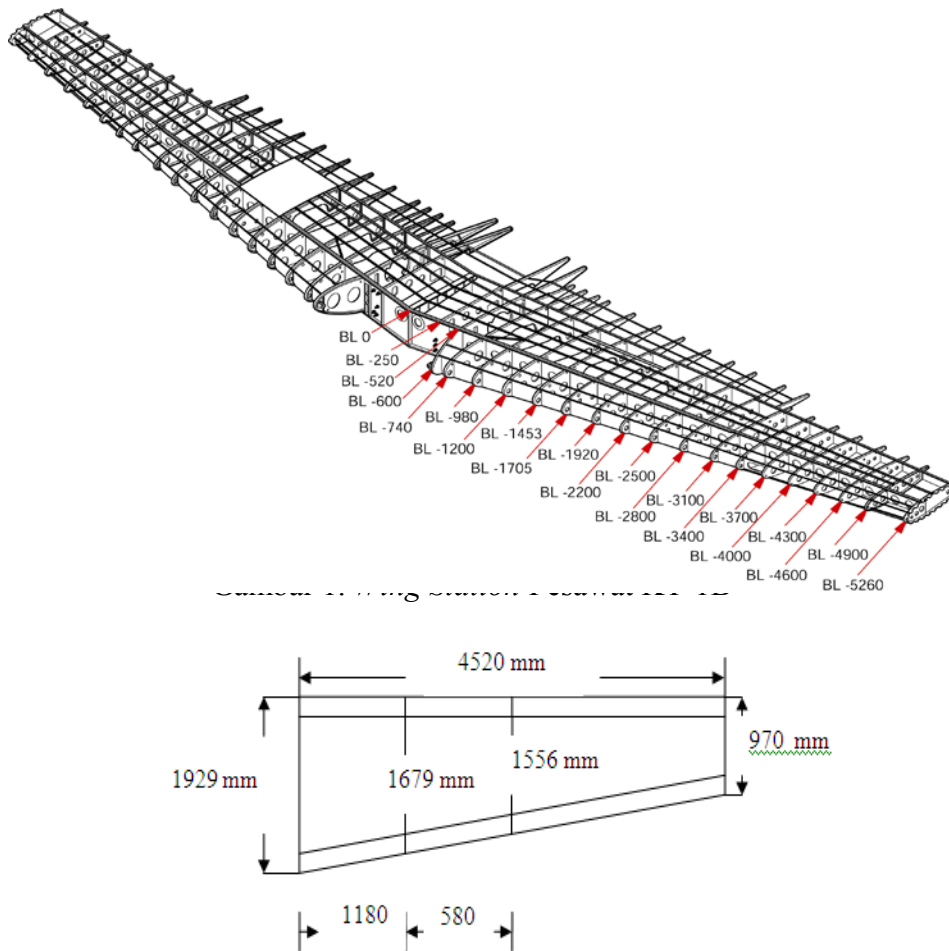
Pesawat Latih Dasar (*Basic Trainer Aircraft*) KT-1B adalah pesawat yang dimiliki TNI AU yang dipergunakan untuk mendidik para calon penerbang TNI AU. Pesawat ini diproduksi oleh *Korea Aerospace Industries* (KIA).

Data-data pesawat KT-1B adalah sebagai berikut:

Jenis <i>airfoil</i>	: NACA 63-212
Bentang sayap	: 34,8 ft (10.6 m)
Panjang keseluruhan	: 33,8 ft (10.26 m)

Tinggi keseluruhan	: 12 ft (3.67 m)
Jarak <i>main gear</i> ke <i>nose gear</i>	: 8.4 ft (2.56 m)
Jarak <i>right main gear</i> ke <i>left main gear</i>	: 11,6 ft (3.54 m)
Jarak <i>propeller</i> ke <i>ground</i>	: 1,2 ft (0.37 m)
<i>Empty weight</i>	: 4200 lb
MTOW	: 5600 lb

Penelitian difokuskan pada *wing box* pesawat KT-1B STA 1920 sampai 2500. Gambar *wing box* pesawat KT-1B untuk kedua *station* serta geometrinya ditunjukkan pada gambar 1 dan gambar 2.



Gambar 2. Geometri *Wing*

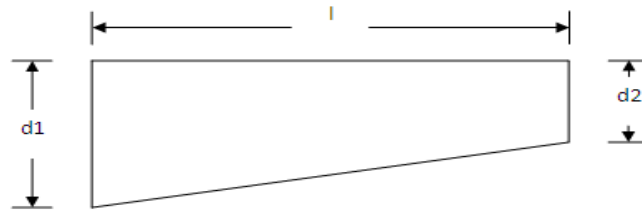
### Penentuan Momen pada *Outer Wing*

Untuk mengetahui momen pada *outer wing* pesawat KT-1B, yang pertama dilakukan adalah mengetahui nilai *load factor*, sehingga distribusi *lift* pada *wing* bisa diketahui. Pada

analisis ini *load factor* yang akan diambil adalah  $n = 5$ . Pengambilan *load factor* ini berdasarkan pada ketentuan FAR (*Federal Aviation Regulation*) Part 23 - *Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Airplanes*, dimana untuk kategori pesawat *aerobatic*, nilai *load factor* adalah dari -3 sampai +6. Untuk menghitung gaya angkatnya dihitung dari *load factor* dikali nilai MTOW.

$$L_{\text{pesawat}} = \text{loadfactor} \times \text{MTOW} \quad (1)$$

Wing pesawat KT-1B merupakan area taper maka luas separuh wing dapat dihitung dengan persamaan sebagai berikut:



Gambar 3. Bentuk *Wing*

$$A_{\text{separuhsayap}} = (d1 + d2) \times 0,5 \times l \quad (2)$$

Momen yang terjadi pada STA 1920 dan 2500 yaitu dengan mengalikan gaya ( $P$ ) dengan jarak ke pusat setiap luasan bagian wing ( $L$ ). Untuk mengetahui besaran momen dapat dihitung dengan cara sebagai berikut:

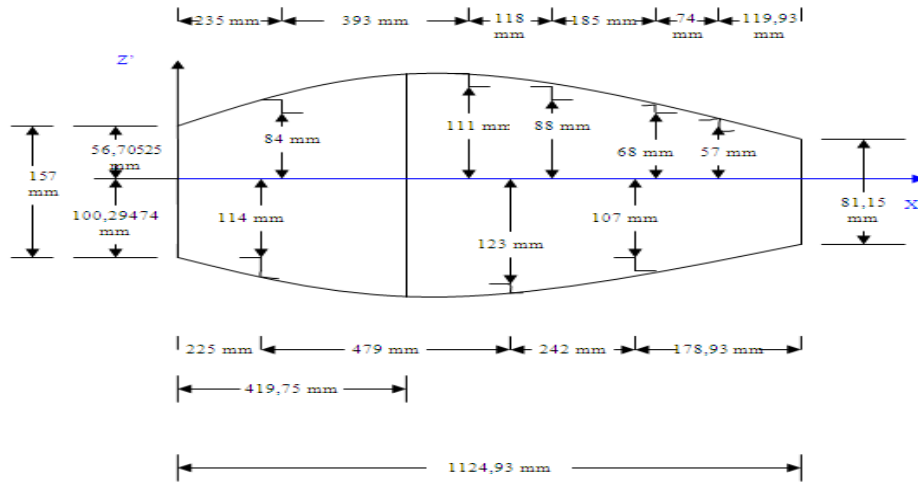
$$M \times L = \Sigma (P \times l) \text{ N.mm} \quad (3)$$

Besarnya momen total yang terjadi pada STA 1920 dan 2500 didapat dari momen yang ditimbulkan karena pengaruh gaya angkat dikurangi dengan momen yang ditimbulkan dari bahan bakar, dimana kapasitas *fuel tank* adalah 145 galon.

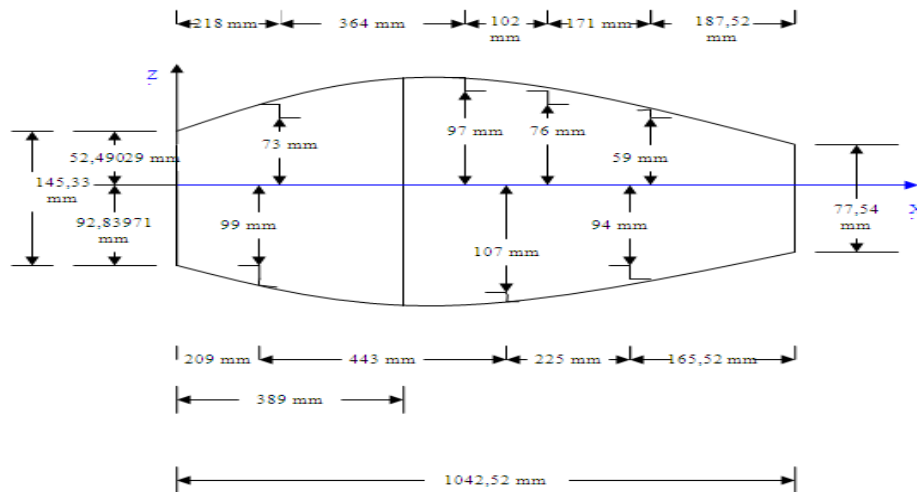
### Tegangan pada Wing

Langkah-langkah yang dilakukan dalam perhitungan tegangan pada *stringer* ini adalah sebagai berikut:

- a. Membuat sumbu referensi pada penampang *wing box* Pesawat KT-1B pada STA 1920 dan 2500 berdasarkan gambar 4 dan gambar 5.



Gambar 4. Penampang *Wing Box* STA 1920



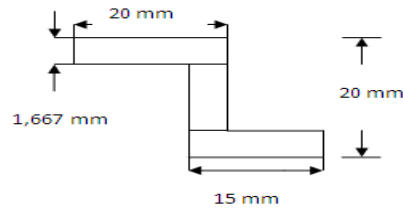
Gambar 5. Penampang *Wing Box* STA 2500

Sumbu referensi pada sumbu X' ditentukan dari *chorline* penampang *airfoil* pesawat KT-1B pada STA 1920, sedangkan sumbu Z' ditentukan oleh *front spar* pesawat KT-1B pada STA 1920.

- b. Menentukan koordinat titik pusat *centerline* pada *wing box* pesawat KT-1B pada STA 1920.

Koordinat titik pusatnya ditentukan pada *spar* bawah bagian belakang *wing box* pesawat KT-1B.

- c. Menghitung luas penampang *stringer* berdasarkan gambar 6.



Gambar 6. Penampang *Stringer*

- d. Menentukan *Netral Axis (centroid)* setiap penampang *wing box* pada STA 1920

Untuk menentukan *netral axis (centroid)* ini, persamaannya adalah sebagai berikut:

$$\bar{X} = \frac{\sum A x'}{\sum A} \quad (4)$$

$$\bar{Z} = \frac{\sum A z'}{\sum A} \quad (5)$$

Di mana:

$A$  = Luas *stringer*

$x'$  = Jarak *stringer* dari titik referensi pada sumbu X

$z'$  = Jarak *stringer* dari titik referensi pada sumbu Z

$\bar{X}$  = Titik *centroid* pada sumbu X

$\bar{Z}$  = Titik *centroid* pada sumbu Z

- e. Menghitung momen inersia *stringer* penampang terhadap garis *netral axis (centroid)*

Perhitungannya adalah sebagai berikut:

$$I_x = \sum A(z)^2 - \left( \sum A \right) \left( \bar{z} \right)^2 \quad (6)$$

Maka besarnya konstanta momen inersia  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$  adalah sebagai berikut:

$$k_1 = \frac{I_{xz}}{I_x I_z - (I_{xz})^2} \quad (7)$$

$$k_2 = \frac{I_z}{I_x I_z - (I_{xz})^2} \quad (8)$$

$$k_3 = \frac{I_x}{I_x I_z - (I_{xz})^2} \quad (9)$$

f. Tegangan

Tegangan yang dihasilkan dengan memasukkan nilai konstanta dari momen inersia ( $k$ ) ke momen yang terjadi pada STA 1920 ( $M_x$ ), dan jarak dari setiap *stringer* ke *centroid* pada *wing box*. Persamaannya adalah sebagai berikut :

$$\sigma_b = -(k_3 M_z - k_1 M_x) X - (k_2 M_x - k_1 M_z) Z \quad (10)$$

### Beban Tekan

Untuk mengetahui jumlah beban tekan yang terjadi, digunakan persamaan sebagai berikut:

$$P_{stringer} = \sigma \times A \quad (11)$$

### Beban Buckling

Beban *buckling* dihitung dengan cara mengalikan modulus elastisitas dengan momen inersia yang terjadi pada setiap *stringer*, kemudian dibagi dengan panjang STA yang akan dihitung. Beban *buckling* tersebut secara matematis dirumuskan sebagai berikut:

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 \times E \times I_x}{L^2} \quad (12)$$



Dimana :  $P_{cr}$  = Beban *Buckling* (*Euler Buckling Load*)/

Beban Kritis (*Critical Load*)

$E$  = Modulus Elastisitas Material

$I_x$  = Momen inersia yang terjadi pada setiap *stringer*

$L$  = panjang (*length*)

Berikut ini data-data yang diperlukan dalam perhitungan beban *buckling* :

$$\pi = 3,14$$

$$EAl_{2024-T3} = 72397,5 \text{ Mpa}$$

$$A = 86,12722 \text{ mm}^2$$

$$L = 580 \text{ mm}$$

### **Margin of Safety (MS)**

Untuk analisis kekuatan struktur yang lain, dapat juga menggunakan teori kegagalan yang dikenal dengan istilah *Margin of Safety (MS)*, yang dirumuskan sebagai berikut:

$$MS = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_{tekan}} - 1 \quad (13)$$

Jika  $MS \geq 0$ , maka dinyatakan aman.

$\sigma_{cr}$  dirumuskan sebagai berikut:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\left(\frac{L}{r}\right)^2} \quad (14)$$

Dimana :  $\sigma_{cr}$  = Tegangan *buckling* (*Euler Buckling Stress*) / tegangan kritis  
(*Critical Stress*)

$E$  = Modulus elastisitas material

$\frac{L}{r}$  = *Slenderness ratio*

$L$  = Panjang (*length*)

$$r = \sqrt{\frac{I}{A}}$$

Berikut ini data-data yang diperlukan dalam perhitungan tegangan *buckling* :

$$\pi = 3,14$$

$$EAI_{2024-T3} = 72397,5 \text{ Mpa}$$

$$A = 86,12722 \text{ mm}^2$$

$$L = 580 \text{ mm}$$

$$I = Ix_{rata-rata}$$

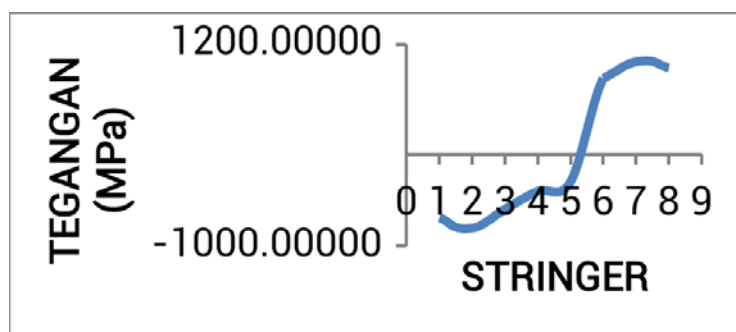
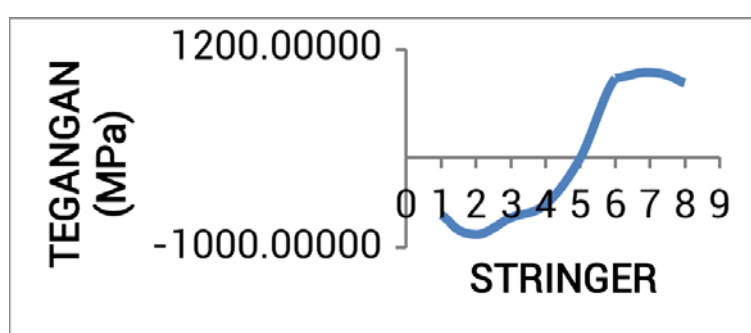
## Hasil dan Pembahasan

### Tegangan

Pada STA 1920 maupun 2500, *stringer* satu sampai lima bernilai negatif, sedangkan *stringer* enam sampai delapan bernilai positif, tabel 1. Dengan demikian *stringer* satu sampai lima pada STA 1920 dan 2500 adalah tegangan tekan, sedangkan *stringer* enam sampai delapan pada STA 1920 dan 2500 adalah tegangan tarik. Tegangan terbesar terjadi pada *stringer* dua dan tujuh, dimana *stringer* dua mengalami tegangan tekan dan *stringer* tujuh mengalami tegangan tarik. Hal ini disebabkan karena *stringer* dua dan tujuh memiliki letak terjauh dari sumbu Z.

Tabel 1. Tegangan pada STA 1920 dan 2500

Stringer	Tegangan STA 1920 (MPa)	Tegangan STA 2500 (MPa)
1	-687,13887	-634,52599
<b>2</b>	<b>-802,11154</b>	<b>-849,70337</b>
3	-597,98273	-665,77199
4	-401,15634	-517,78970
5	-299,40998	0
6	829,55886	880,69266
<b>7</b>	<b>1010,94524</b>	<b>946,58209</b>
8	944,95009	829,73982

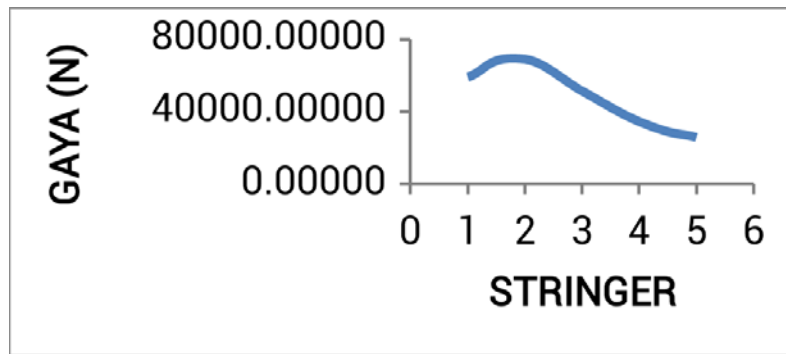
Gambar 7. Grafik Nilai Tegangan Setiap *Stringer* pada STA 1920Gambar 8. Grafik Nilai Tegangan Setiap *Stringer* pada STA 2500

### Beban Tekan

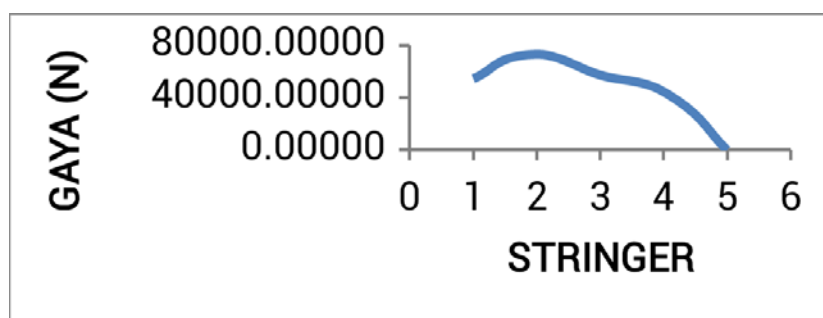
Beban tekan setiap *stringer* pada masing-masing STA diperoleh dari tegangan yang bernilai negatif atau tegangan tekannya. Nilai beban tekan tersebut dapat dihitung dari hasil perkalian tegangan tekan dengan luas penampang *stringernya*. *Stringer* dua pada STA 1920 dan 2500 memiliki nilai beban tekan maksimum, tabel 2. Hal ini disebabkan tegangan tekan pada *stringer* dua memiliki nilai tegangan tekan maksimum.

Tabel 2. Beban Tekan pada STA 1920 dan 2500

<i>Stringer</i>	Beban Tekan STA 1920 (N)	Beban Tekan STA 2500 (N)
1	59181,36063	54649,95954
2	<b>69083,63707</b>	<b>73182,58908</b>
3	51502,59014	57341,09065
4	34550,48035	44595,78741
5	25787,34922	0



Gambar 9. Grafik Nilai Beban Tekan Setiap *Stringer* pada STA 1920



Gambar 10. Grafik Nilai Beban Tekan Setiap *Stringer* pada STA 2500

**Beban *Buckling***

Untuk menghitung beban yang bekerja ( $P$ ) pada *stringer*, maka diasumsikan beban tersebut adalah beban rata-rata yang bekerja pada setiap *stringer* di kedua STA, yaitu STA 1920 dan 2500.

Tabel 3. Nilai Beban *Buckling* dan Rasio  $\frac{P}{P_{cr}}$

Stringer	$I_{Xrata-rata}$	$P_{cr} (N)$	$P_{rata-rata} (N)$	$\frac{P}{P_{cr}}$
1	474965,22309	1007833,26875	56915,66009	0,05647
2	856842,70399	1818142,76326	71133,11308	0,03912
3	520268,29413	1103962,29031	54421,84040	0,04930
4	301774,30290	640337,79175	39573,13388	0,06180
5	103395,72761	219396,38749	12893,67461	0,05877

Untuk analisis kekuatan struktur, maka indikatornya adalah  $\frac{P}{P_{cr}} < 1$ . Tabel 3 menunjukkan bahwa rasio  $\frac{P}{P_{cr}}$  yang terjadi pada *stringer* satu sampai lima masih kurang dari satu ( $\frac{P}{P_{cr}} < 1$ ). Dengan demikian struktur dari *wing* pesawat KT-1B masih mampu menahan beban *buckling* yang terjadi.

### Margin of Safety (MS)

Untuk menghitung tegangan ( $\sigma$ ) pada *stringer*, maka diasumsikan tegangan tersebut adalah tegangan rata-rata yang bekerja pada setiap *stringer* di kedua STA, yaitu STA 1920 dan 2500 ( $\sigma_{rata-rata}$ ). Nilai *Margin of Safety* dapat dilihat pada tabel 4. Nilai MS pada setiap *stringer* adalah lebih dari nol ( $MS > 0$ ), sehingga struktur *wing* dinyatakan aman.

Tabel 4. Nilai  $\sigma_{cr}$  dan *Margin of Safety* (MS)

<i>Stringer</i>	<i>r</i>	$\sigma_{cr}$	$\sigma_{rata-rata}$	MS
1	74,26098	11701,68117	660,83243	16,70749
2	99,74252	21109,9669	825,907455	24,55972
3	77,72191	12817,8094	631,87736	19,28528
4	59,19308	7434,789974	459,47302	15,18112
5	34,64823	2547,35248	149,70499	16,01582

### Kesimpulan

Tegangan yang terjadi pada *stringer wing* pesawat terbang KT-1B STA 1920 sampai 2500 memiliki nilai tegangan yang berbeda-beda. Tegangan maksimum terjadi pada *stringer* dua dan tujuh. Tegangan maksimum pada STA 1920 yaitu sebesar 802,11154 Mpa berupa tegangan tekan dan 1010,94524 Mpa berupa tegangan tarik, sedangkan tegangan maksimum pada STA 2500 sebesar 849,70337 MPa berupa tegangan tekan dan 946,58209 Mpa berupa tegangan tarik.

Beban tekan ( $P$ ) maksimum terjadi pada *stringer* dua STA 1920 dan 2500 adalah sebesar 69083,63707 N dan 73182,58908 N. Beban *buckling* ( $P_{cr}$ ) yang terjadi pada *stringer wing* pesawat KT-1B STA 1920 sampai 2500 memiliki nilai yang berbeda-beda, dimana *stringer* dua memiliki nilai  $P_{cr}$  terbesar yaitu sebesar 1818142,76326 N yang diakibatkan adanya beban tekan ( $P$ ) maksimum. Rasio  $\frac{P}{P_{cr}}$  yang terjadi pada setiap *stringer* di kedua STA memiliki nilai lebih kecil dari satu ( $\frac{P}{P_{cr}} < 1$ ), sehingga struktur wing masih mampu menahan beban *buckling*.

*Margin Of Safety* (MS) pada *stringer wing* pesawat KT-1B STA 1920 sampai 2500, yaitu pada *stringer* satu sampai lima memiliki nilai lebih besar dari nol ( $MS > 0$ ), dengan MS terbesar adalah pada *stringer* dua yaitu sebesar 24,55972. Dengan demikian struktur wing dinyatakan aman.

#### Daftar Pustaka

- Craig, Roy R., Jr., 1996, *Mechanics of Material*, John Wiley & Sons.
- Hibbeler, R.C., 1998, *Mekanika Teknik Statika, Jilid 2*, PT Victory Jaya Abadi, Yogyakarta.
- Popov E.P., 1978, *Mechanics of Materials, 2<sup>nd</sup> Edition*, Prentice-Hall, Inc, Englewood Cliffs, New Jersey, USA.
- Satria, Fajar, 2007, *Skripsi: Analisis Buckling pada Wing Pesawat Terbang T-34C-1 Charlie Station 66.00 sampai 80.047*, STTA, Yogyakarta, Indonesia.
- Soegito, 2001, *Konstruksi Pesawat I AE 2 SKS*, Akademi Angkatan Udara, Yogyakarta, Indonesia.
- Wahyu Wibowo, Eko Prasetyo, 2007, *Skripsi: Analisis Defleksi Struktur Wing Box Pesawat KT-1B*, STTA, Yogyakarta, Indonesia.
- CIVIL AVIATION SAFETY REGULATIONS (C.A.S.R) Part 23, *Airworthiness Standar: Normal, Utility, Acrobatic and Commuer Category Airplanes*.
- KT-1B TECHNICAL MANUAL, 2003, *Ground Handling, Servicing and Airframe Group Maintenance, T.O.IT-KT-1B-2-2*.