



Analisis Buckling pada Sayap Pesawat Hawk 200 Buatan Inggris

Desmala Surya Mega¹, Hari Sulisty², Susilawati³

^{1,2,3}Sekolah Staf dan Komando TNI Angkatan Laut, Indonesia

E-mail: desmalasurya@gmail.com

Article Info	Abstract
Article History Received: 2023-03-27 Revised: 2023-05-22 Published: 2023-06-04 Keywords: Hawk 200 Aircraft; Bucklings; Maneuver; Dive Bombing.	The purpose of this paper is to analyze whether the buckling that occurs on the wings is caused by maneuvers during dive bombing or by other causes. From the calculation results of this study it can be concluded that theoretical calculations can be used to analyze the critical stress on the wing structure due to compressive loads. This can be seen from the results of the FS. For the case of the buckling load on the upper wing structure, namely the area of rib 4-6, FS = 2.001 (for rib 4) and 4.178 (for rib 6) is obtained. This shows that the skin of the upper wing structure is still strong to withstand the compressive loads that occur when the aircraft performs dive bombing maneuvers. For the case of buckling loads on plates with stringers, FS = 3.74 (the area far from the hole) and FS = 3.06 (the area close to the hole). This shows that the stringer is still strong to withstand the compressive loads that occur when the aircraft performs the dive bombing maneuver. Thus it can be concluded that the cause of buckling on the upper wing surface of the Hawk 200 aircraft was not due to the maneuvers carried out by the aircraft during dive bombing.
Artikel Info	Abstrak
Sejarah Artikel Diterima: 2023-03-27 Direvisi: 2023-05-22 Dipublikasi: 2023-06-04 Kata kunci: Pesawat Hawk 200; Buckling; Maneuver; Dive Bombing.	Tujuan dari penulisan ini adalah untuk menganalisa apakah <i>buckling</i> yang terjadi pada sayap diakibatkan oleh <i>maneuver</i> pada saat <i>dive bombing</i> atau oleh sebab lainnya. Dari hasil perhitungan penelitian ini dapat disimpulkan bahwa perhitungan teoritik dapat digunakan untuk menganalisis tegangan kritis pada struktur sayap akibat beban tekan. Hal ini terlihat dari hasil FS nya. Untuk kasus beban <i>buckling</i> pada struktur sayap bagian atas yaitu daerah rib 4-6 didapat FS = 2,001 (untuk rib 4) dan 4,178 (untuk rib 6). Hal ini menunjukkan bahwa kulit struktur sayap bagian atas masih kuat untuk menahan beban tekan yang terjadi pada saat pesawat melakukan <i>maneuver dive bombing</i> . Untuk kasus beban <i>buckling</i> pada pelat dengan stringer didapat FS = 3,74 (daerah yang jauh dari lubang) dan FS = 3,06 (daerah yang dekat dengan lubang). Hal ini menunjukkan bahwa stringer masih kuat untuk menahan beban tekan yang terjadi pada saat pesawat melakukan <i>maneuver dive bombing</i> . Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa penyebab terjadinya <i>buckling</i> pada permukaan sayap bagian atas pesawat Hawk 200 bukan karena <i>maneuver</i> yang dilakukan pesawat saat <i>dive bombing</i> .

I. PENDAHULUAN

Dalam rangka melaksanakan tugas dan tanggung jawab untuk mengamankan wilayah Indonesia dari segala macam bentuk gangguan dan ancaman, menegakkan hukum dan kedaulatan di udara serta menjaga keutuhan wilayah negara Indonesia banyak kendala antara lain karena kondisi pesawat udara khususnya pesawat tempur yang dimiliki sebagian besar sudah dalam kondisi pemeliharaan berat dan tidak tersedia suku cadang yang sesuai dengan ketentuannya sehingga mengakibatkan terjadinya penurunan dalam kemampuan beroperasi.

Pesawat Hawk 200 adalah salah satu pesawat tempur taktis dengan kemampuan terbang untuk segala cuaca. Pesawat buatan British Aerospace ini dirancang untuk tugas-tugas yang berkemampuan tinggi seperti tugas-tugas pemboman (*dive*

bombing), penyegatan (*interdiction*) dan/atau bantuan tembakan (*close support*). Dengan kemampuan tersebut pesawat mengalami berbagai gerakan (*maneuver*) yang berakibat kritis terhadap struktur pesawat terutama bagian sayapnya. Secara periodik pesawat tersebut diperiksa dan juga dilakukan pemeliharaan baik ringan maupun berat tergantung pada tipe kerusakan yang terjadi. Permasalahan yang terjadi ternyata 4 buah pesawat mengalami *buckling* pada sayap kiri dan kanan bagian atas. Permukaan sayap yang sudah terdeformasi ini menyebabkan prestasi pesawat berkurang walaupun deformasi yang terjadi masih dalam batas toleransi dan secara perlahan apabila dibiarkan sayap akan mengalami deformasi total sehingga seluruh komponen sayap harus diganti. Hal ini tentunya akan sangat merugikan, oleh

sebab itu perlu adanya pengkajian tentang gaya-gaya dan tegangan yang terjadi pada sayap sehingga dapat diketahui batas maksimum beban yang bekerja pada sayap. Tujuan dari penulisan ini adalah untuk menganalisa apakah *buckling* yang terjadi pada sayap diakibatkan oleh *maneuver* pada saat *dive bombing* atau oleh sebab lainnya.

II. METODE PENELITIAN

1. Buckling pada Panel Pelat Tipis

Suatu panel segiempat tipis akan mengalami buckling apabila mendapat beban kompresi yang melebihi kekuatannya. Untuk suatu pelat tegangan kritis yang dapat ditahan akibat beban kompresi adalah:

$$\sigma_{cr} = K.E.\left(\frac{t}{b}\right)^2$$

Dimana:

K = konstanta buckling panel

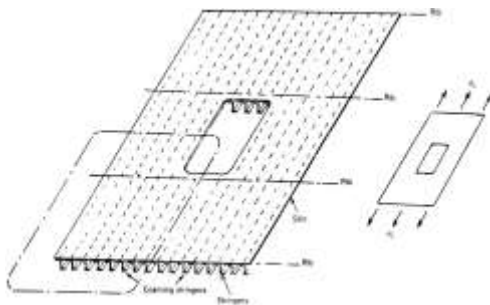
E = modulus Young

t = tebal panel

b = lebar pelat (atau dimensi pelat yang lebih kecil)

2. Buckling pada Panel Tipis dengan Penguat

Struktur sayap merupakan panel tipis yang diperkuat dengan stringer. Kelakuan buckling pada sayap tersebut menggunakan persamaan yang akan dijelaskan sebagai berikut:



Gambar 1. Kulit-Stringer Dengan Lubang Berbentuk Segiempat

Tinjaulah suatu struktur sayap dengan stringer yang memiliki lubang segiempat seperti terlihat pada Gambar 1. Ada tiga jenis penamaan stringer yang akan digunakan untuk perhitungan selanjutnya, yang pertama stringer yang mempunyai luas seutuhnya tanpa terpotong oleh daerah lubang, didefinisikan sebagai stringer no. 1. Untuk stringer yang berada di perbatasan antara daerah tanpa lubang dengan daerah yang berlubang dinamakan "*coaming stringer*" dan didefinisikan sebagai stringer no. 2. Jenis yang terakhir

stringer no. 3 yaitu stringer yang berada di daerah lubang.

A_1 Luas penampang efektif untuk semua stringer yang tidak melalui lubang

A_2 Luas penampang efektif untuk stringer yang terletak di pinggir lubang (*coaming stringer*)

A_3 Luas penampang efektif untuk stringer yang berada di daerah lubang

$$B = \sqrt{\frac{K_1^2 + K_2^2 + 2\bar{K}}{K_1^2 + K_2^2 + 2\bar{K} - \frac{K_3 K_4}{K_1^2}}}$$

C_o faktor tegangan lebih untuk lubang tanpa panjang

$$D = \sqrt{K_1^2 + K_2^2 + 2\bar{K}}$$

E Modulus Young's

G Modulus geser

$$K_1^2 = \frac{Gt_1}{Eb_1} \left(\frac{1}{A_1} + \frac{1}{A_2} \right) \quad K_2^2 = \frac{Gt_2}{Eb_2} \left(\frac{1}{A_2} + \frac{1}{A_3} \right)$$

$$K_3 = \frac{Gt_2}{Eb_1 A_2}$$

$$K_4 = \frac{Gt_1}{Eb_2 A_2}$$

$$\bar{K} = \sqrt{K_1^2 K_2^2 - K_3 K_4}$$

L stengah panjang dari lubang

R aktor reduksi tegangan

b_1 jarak titik pusat A_2 ke A_1

b_2 Jarak titik pusat A_2 ke A_3

t_1 Ketebalan kulit sayap yang tak berlubang

t_2 Ketebalan kulit sayap berlubang

σ_0 Tegangan rata-rata pada seluruh kulit sayap dengan lubang

σ_1 Tegangan pada stringer no.1

σ_2 Tegangan pada stringer no.2

σ_3 Tegangan pada stringer no.3

$\bar{\sigma}$ Tegangan rata-rata pada seluruh kulit sayap tanpa lubang

Tegangan pada stringer di daerah rib sebagai berikut:

$$\sigma_{1R} = \bar{\sigma} \left(1 - \frac{RC_o A_2}{A_1} \right) \quad \sigma_{2R} = \bar{\sigma} (1 + RC_o)$$

3. Geometri Pesawat Hawk 200

Data-data yang mendukung perhitungan diantaranya disajikan pada Tabel 1. Satuan yang dipakai untuk selanjutnya adalah satuan standar SI.

Tabel 1. Dimensi Pesawat Hawk-200

Wing span	9,39 m (30 ft 9 ¾ in)
Wing chord, at root	2,65 m (8 ft 8 ¼ in)
at tip	0,90 m (2 ft 11 ½ in)
Wing aspect, ratio	5,3
Length overall	11,38 m (37 ft 4 in)
Height overall	4,16 m (13 ft 8 in)
Wings gross areas	16,69 m ² (179,6 ft ²)
Max T-O weight	9100 kg (20065 lb)

4. Perhitungan Gaya dan Tegangan Sayap Pesawat Hawk 200

Dalam perhitungan gaya dan tegangan pada sayap ini akan dihitung antara lain:

- Koefisien gaya angkat pesawat (C_L)
- Koefisien gaya angkat lokal (c_l)
- Beban aerodinamik terpusat
- Beban terpusat wing integral fuel tank
- Beban fuel drop tank
- Tegangan pada sayap akibat beban-beban yang ada

5. Perhitungan Koefisien Gaya Angkat C_L Pesawat

Data-data yang diketahui adalah sebagai berikut:

MTOW = 9100 kg (berat maksimum saat take off)

$S = 16,69 \text{ m}^2$ (luas sayap)

$b = 9,39 \text{ m}$ (panjang bentangan sayap)

$g = 10 \text{ m/det}^2$

$n = 4,5$ (load factor maksimum untuk maneuver)

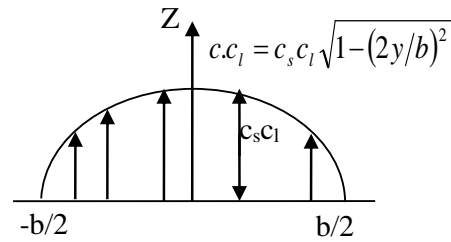
$\rho = 1,22558 \text{ kg/m}^3$

Dari data-data di atas maka dapat dirumuskan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{n W}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = 0,4575$$

6. Perhitungan Distribusi Koefisien Gaya Angkat Lokal

Perhitungan gaya angkat lokal (c_l) menggunakan metoda Schrenk. Menurut metoda ini, distribusi gaya angkat sesuai dengan bentuk planform dari sayap yang bersangkutan, jadi tidak tergantung pada bentuk *airfoil* yang dipakai. Untuk planform sayap yang berbentuk ellips maka distribusi beban akan berbentuk ellips juga.

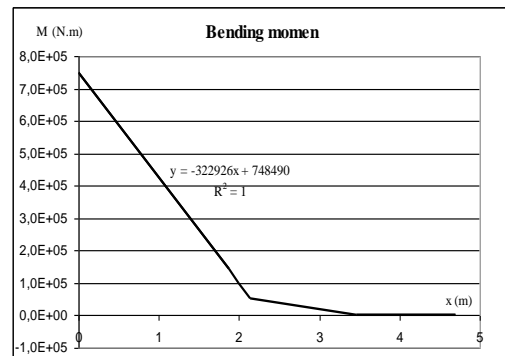


Gambar 2. Distribusi Lift

Sebagai pendekatan, sebagaimana telah dikemukakan oleh metode schrenk, maka dipakai pendekatan rata-rata (Gambar 2) antara distribusi koefisien gaya angkat pada planform sayap yang sebenarnya dengan planform ellips yang relevan (*airfoil* dan *wing span* sama).

7. Perhitungan Tegangan pada Sayap

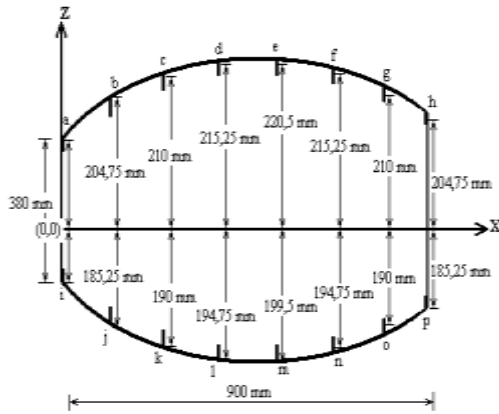
Dari perhitungan beban yang terjadi pada sayap, maka dapat dihitung besarnya gaya tekan yang terjadi pada sayap bagian atas. Tegangan ini dapat dicari dengan metode lenturan murni pada balok, dan menganggap bahwa gaya-gaya yang bekerja pada sayap dalam keadaan tunak. Sayap yang dianggap batang cantilever, juga dianggap dalam keadaan stabil di bawah pengaruh gaya-gaya yang bekerja padanya. Dari hasil perhitungan momen lentur di setiap titik maka dapat digambarkan diagram momen lentur pada sayap seperti terlihat pada Gambar 3.



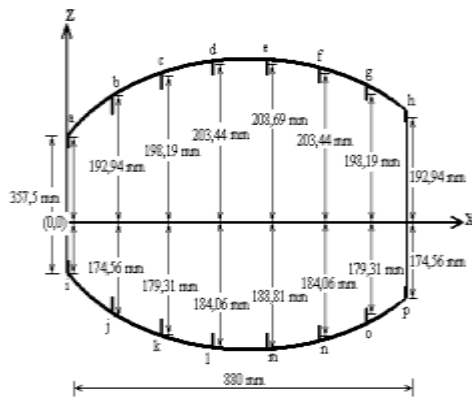
Gambar 3. Diagram Momen Lentur *Wing Spar*

8. Perhitungan Momen Inersia

Berikut ini adalah gambar penampang struktur *wing box* pesawat Hawk 200 beserta tabel dan perhitungan titik pusat serta momen inersia pada masing-masing rib.



Gambar 4. Penampang Wing Box Rib 4



Gambar 5. Penampang Wing Box Rib 6

Hasil dari perhitungan diatas dapat dibuat dalam gambar tabel, sebagai berikut.

Tabel 2. Tabel Centroid Dari Rib 4 dan 6

Rib	x (mm)	z (mm)	I _x	I _z	I _{xz}
4	449,996	10,0625	3,1E+8	6,7E+8	31037,1
6	439,99	9,10375	2,8E+8	6,4E+8	1388148

9. Tegangan Akibat Momen Lentur

Apabila suatu batang (*beam*) mendapat momen sebesar M, maka besar tegangan yang terjadi akibat momen ini adalah sebagai berikut.

$$\sigma = \frac{M \cdot z}{I_{xx}}$$

dimana :

M =momen lentur yang bekerja

z =jarak dari titik yang ditinjau ke titik pusat penampang

I_{xx} = momen inersia terhadap sumbu x

Dengan menggunakan rumus diatas, maka besar tegangan yang terjadi pada rib 4 dan 6 adalah sebagai berikut:

Tabel 3. Tabel Tegangan Pada Rib 4 dan 6

Rib	Momen (N.mm)	z (mm)	I _{xx} (mm ⁴)	σ (MPa)
4	354520280	210,438	309315444	241,1918
6	159472980	199,586	275536859	115,5149

Dari gambar tabel diatas, didapat tegangan yang terjadi pada rib 4 adalah sebesar 241,1918 MPa, sedangkan pada rib 6 sebesar 115,5149 MPa. Tegangan yang terjadi pada rib 4 dan 6 berbeda, karena momen yang bekerja pada masing-masing rib tersebut berbeda. Setelah didapat momen yang bekerja pada masing-masing rib, langkah berikutnya adalah menentukan besarnya *factor of safety* (FS) dari masing-masing rib. Material yang digunakan pada sayap bagian atas termasuk rib adalah Al 7075-T6 dari data material, didapat $\sigma_y = 482,64$ MPa. Dengan menggunakan persamaan berikut, akan didapat FS yang disajikan pada Tabel.

Tabel 4. FS Untuk Rib 4 Dan 6

Rib	(MPa)	FS
4	241,1918	2,001
6	115,5149	4,178

III. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dari hasil perhitungan didapat distribusi gaya angkat yang berbentuk eliptik dengan besar gaya angkat total adalah 409500 N. Dengan demikian, untuk mencari momen yang bekerja dilakukan perhitungan yang melibatkan seluruh gaya yang bekerja pada struktur sayap seperti dikemukakan yang menghasilkan momen sebesar 354520280 N.mm untuk rib 4 dan 159472980 N.mm untuk rib 6. Untuk mencari besar tegangannya terlebih dahulu harus diketahui momen inersia pada penampang rib 4 dan 6. Perhitungannya dikemukakan pada dengan besarnya adalah 309315444 mm⁴ untuk rib 4 dan 275536859 mm⁴ untuk rib 6. Dari hasil perhitungan pada sub Bab 4.2 didapat FS yang nilainya lebih besar dari FS minimum, yaitu sebesar 2,001 untuk rib 4 dan 4,178 untuk rib 6. Dengan hasil ini menandakan bahwa struktur sayap, dalam hal ini rib 4 dan 6, dan pesawat secara keseluruhan masih dalam kondisi yang aman untuk dioperasikan.

Selanjutnya akan dihitung tegangan pada stringer yang terdapat di daerah rib 4 – 6.

Tabel 5. Data Hasil Perhitungan *Cut Out*

Cut-Out:		
$A_1 = 2 A_{str}$	965,704	mm ²
$A_2 = A_{str}$	482,852	mm ²
$A_3 = A_{str}$	482,852	mm ²
$L =$	225	mm
$b_1 =$	192,85	mm
$b_2 =$	192,85	mm
$t_1 = t_2$	3,6	mm

Tabel 6. Data Stringer

Stringer:		
$t_s =$	4	mm
$h_s =$	5	mm
$E =$	71016,4	MPa
$G =$	26889,4	Mpa
Jarak str	128,57	mm
$A_{str} =$	482,852	mm ²
$b =$	128,57	mm
$t =$	3,6	mm
$\bar{I}_y =$	482,64	Mpa

Untuk menghitung tegangan pada masing-masing stringer terlebih dahulu dicari harga K_1 , K_2 , K_3 dan K_4 yang merupakan konstanta untuk menentukan nilai R dan Co.

Tabel 7. Harga Konstanta Co dan R

$K_1^2 =$	2,19577E-05	$Co =$	0,25
$K_2^2 =$	2,9277E-05	$B =$	1,057236
$K_3 =$	1,46385E-05	$K_1 * L$	1,054329
$K_4 =$	1,46385E-05	$R =$	0,55
$K_{rata} =$	2,07019E-05		

Dengan menggunakan harga-harga konstanta pada tabel diatas didapat faktor Co = 0,25 dan R = 0,55. Dengan demikian selanjutnya dapat ditentukan tegangan pada masing-masing stringer yang hasilnya disajikan pada Tabel 15.4. Tegangan pada masing-masing stringer dihitung dengan menggunakan Persamaan 7.1 dan 7.2.

Tabel 8. Tegangan Pada Stringer

$\bar{I}_{1R} =$	128,9587951	Mpa
$\bar{I}_{2R} =$	157,5201389	Mpa
$\bar{I}_{av} =$	138,479243	Mpa
$P =$	401189,8767	N

Dari Tabel 8 didapat tegangan pada stringer 1 sama dengan 128,96 Mpa dan tegangan pada stringer 2 sama dengan 157,52 Mpa. Untuk

mengetahui stringer yang ditinjau masih aman atau tidak untuk dioperasikan, maka dihitung besarnya harga *factor of safety*, FS untuk masing-masing stringer. Tabel 9 menunjukkan harga FS untuk masing-masing stringer.

Tabel 9. Harga FS Masing-masing Stringer

$\bar{I}_{1R} =$	128,9588	Mpa	$FS_1 =$	3,7426
$\bar{I}_{2R} =$	157,5201	Mpa	$FS_2 =$	3,064

Didapat tegangan yang terjadi pada stringer no. 1 sebesar $\bar{I}_{1R} = 128,96$ MPa dan FS = 3,74. Tegangan pada stringer 2 sebesar $\bar{I}_{2R} = 157,52$ Mpa dan FS = 3,06. Dari hasil hitungan ini terlihat *factor of safety* pada stringer bernilai positif dan lebih dari *factor of safety* minimum. Dengan demikian struktur stringer pada sayap masih kuat dan aman dalam menahan beban tekan yang terjadi.

IV. SIMPULAN DAN SARAN

A. Simpulan

Dari hasil perhitungan penelitian ini dapat disimpulkan bahwa perhitungan teoritik dapat digunakan untuk menganalisis tegangan kritis pada struktur sayap akibat beban tekan. Hal ini terlihat dari hasil FS nya. Untuk kasus beban *buckling* pada struktur sayap bagian atas yaitu daerah rib 4 – 6 didapat FS = 2,001 (untuk rib 4) dan 4,178 (untuk rib 6). Hal ini menunjukkan bahwa kulit struktur sayap bagian atas masih kuat untuk menahan beban tekan yang terjadi pada saat pesawat melakukan *maneuver dive bombing*. Untuk kasus beban *buckling* pada pelat dengan stringer didapat FS = 3,74 (daerah yang jauh dari lubang) dan FS = 3,06 (daerah yang dekat dengan lubang). Hal ini menunjukkan bahwa stringer masih kuat untuk menahan beban tekan yang terjadi pada saat pesawat melakukan *maneuver dive bombing*. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa penyebab terjadinya *buckling* pada permukaan sayap bagian atas pesawat Hawk 200 bukan karena *maneuver* yang dilakukan pesawat saat *dive bombing*.

B. Saran

Pembahasan terkait penelitian ini masih sangat terbatas dan membutuhkan banyak masukan, saran untuk penulis selanjutnya adalah mengkaji lebih dalam dan secara komprehensif tentang Analisis Buckling pada Sayap Pesawat Hawk 200 Buatan Inggris.

DAFTAR RUJUKAN

- Chajes, Alexander, 1974. *Principal of Structural Stability Theory*, Englewood Cliffs, New Jersey, Prentice-Hall, Inc.
- Chun Yung Niu M., 1988. *Airframe Structural Design*, Practical Design Information and Data on Aircraft Structures, California USA, Conmilit Press Ltd.
- Farshad, M., 1992. *Design and Analysis of Shell Structures*, The Netherlands, Kluwer Academic Publishers.
- J, Arbocz., 1985. *Buckling and Post-Buckling*, Berlin, Springer-venog.
- M. F. Spotts, 1985. *Design of Machine Elements*, Englewood Cliffs, New Jersey Prentice-Hall, Inc.
- Peery D.J., 1949. *Aircraft Structures*, State College.
- Rosihan, 2004. *Experiment Buckling Analysis of Plates Containing Longitudinal Crack and Circular Hole*, Thesis, Institut of Technology Bandung.
- Roy R. Craig. Jr., 1995. *Mechanics of Materials*, Austin Texas, Jhon Wiley and Sons.
- Timosenko, and Gere, 1961. *Theory of Elastic Stability*, Stanford University, McGraw-Hill Kogakusha, Ltd.