

ANALISIS BEBAN PADA SUMBU NETRAL UNTUK PERANCANGAN AWAL STRUKTUR WING SECTION 1100 mm PESAWAT CN-235

Lies Banowati ST, MT

Dosen Tetap Jurusan Teknik Penerbangan

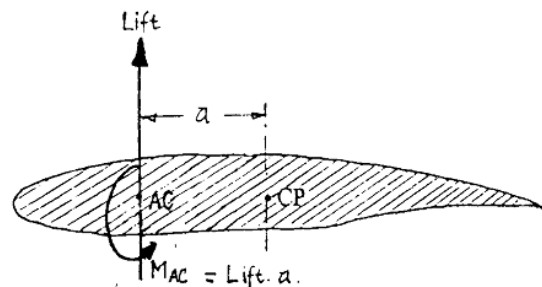
PENDAHULUAN

Perubahan sudut serang dari wing mengakibatkan berubahnya distribusi dari pressure (tekanan) sehingga "Centre of Pressure" akan turut berubah sesuai dengan perubahan dari sudut serang (-2° s/d 12°). Terdapat satu point pada "Air Foil" yang selalu konstan pada semua sudut serang, point ini disebut Aerodynamic Centre (AC). Titik AC pada umumnya disepakati terletak kurang lebih 25% dari panjang mean chord terhitung dari leading edge.

Jika terdapat perbedaan antara titik "Centre of Pressure" dan titik "Aerodynamic Centre" maka akan mengakibatkan timbulnya momen pada pesawat. Agar pesawat tetap dalam keadaan stabil maka momen ini harus diimbangi dengan pengaturan dari horizontal stabilizer (pada tail) atau canard (pada nose), jika dalam keadaan steady 1g maka besar lift sama dengan berat total dari pesawat.

Untuk kondisi landing (pendaratan), beban mengalami load impak (keatas) dan wing mengalami beban inersia kebawah yang cukup besar, sedangkan taxiing adalah keadaan dimana pesawat bergerak pada run ways, dalam keadaan ini flexibility dari wing akan mengakibatkan pembebanan pada wing sehingga terjadi penambahan load factor. Disamping flexibility, kekasaran run ways, juga dapat menambah load factor.

Perhitungan beban yang bekerja pada wing akan menghasilkan gaya aksial, bending momen, torsi dan gaya shear yang akan dipakai sebagai dasar dalam rancang bangun strukturnya. Gaya dan momen pada wing pesawat secara umum dapat diilustrasikan seperti pada gambar:



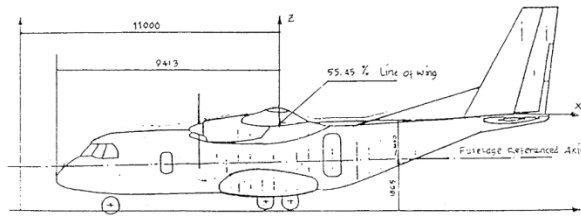
Gambar 1. Ilustrasi gaya secara umum

Untuk menentukan pembebanan pada wing maka didefinisikan sumbu referensi pada pesawat secara keseluruhan:

- Sumbu yang sejajar pada arah memanjang depan belakang dari pesawat diberi symbol x ($x +$, kebelakang)
- Sumbu yang memanjang dengan arah bentangan sayap pesawat diberi symbol y ($y +$, kekanan)
- Sumbu yang sejajar dengan arah atas-bawah pesawat diberi symbol z ($z +$, keatas)

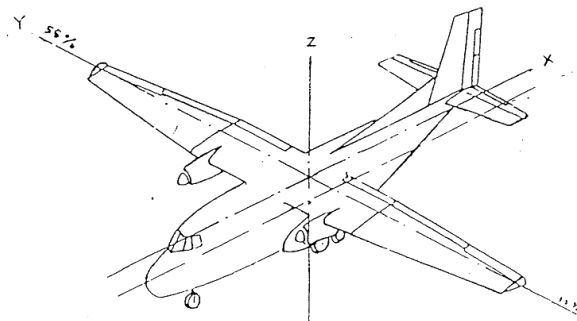
Sedangkan titik pusat sumbu pada pesawat secara keseluruhan ditentukan pada suatu titik, sehingga titik lain akan memakai titik

ini sebagai referensi 0,0,0. Untuk lebih jelasnya dapat diperlihatkan gambar dibawah ini:



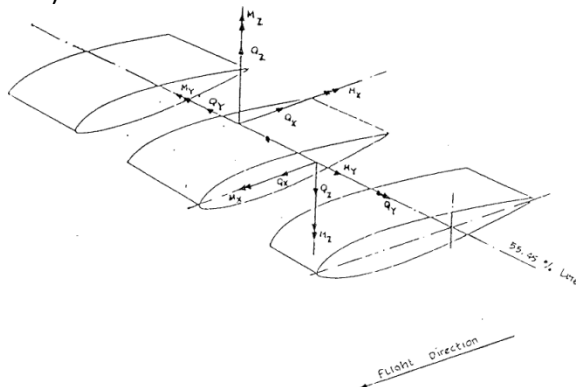
Gambar 2. Sumbu referensi global pesawat

Gaya dan momen yang timbul pada wing maupun bagian-bagiannya akan diuraikan pada masing-masing sumbu referensi tersendiri tiap komponennya, dalam hal ini untuk wing perlu adanya perjanjian mengenai harga positif dan negative pada sumbu referensi tersebut. Ketentuan yang selama ini dipakai untuk menganalisa wing terlihat pada gambar sebagai berikut:



Gambar 3. Sumbu referensi wing

Gambar dibawah ini menunjukkan perjanjian/pendefinisian tanda untuk gaya (geser dan normal) dan momen (bending dan torsi):



Gambar 4. Kriteria arah untuk momen dan gaya

Wing adalah struktur utama sayap pesawat terbang yang berfungsi untuk menimbulkan gaya angkat. Wing harus mempunyai struktur yang memenuhi kriteria kekuatan dan kekakuan agar dapat menjalankan fungsinya, secara umum wing terdiri dari :

a.Skin (Upper dan Lower panel)

Skin berfungsi untuk mendukung aerodynamic pressure distribution, shear akibat torsion dan normal stress akibat bending momen.

b.Stringer

Stringer pada wing digunakan sebagai struktur penguat dan "crack stopper" serta konstruksi yang menyatukan skin wing dan dipegang oleh rib. Stringer harus memiliki kekuatan yang tinggi karena akan memikul beban axial(normal, tarik dan tekan) akibat bending momen.

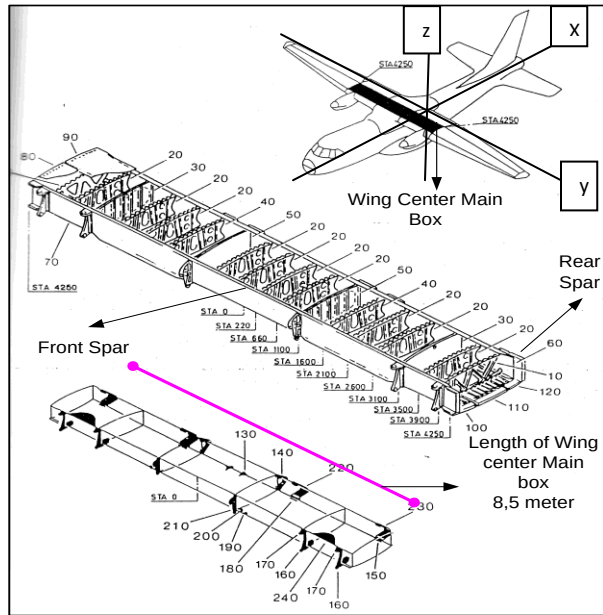
c.Spar (Front Spar dan Rear Spar).

Spar merupakan rangka memanjang pada wing. Terdiri dari spar cap yang memikul beban tension dan compression akibat axial load dan bending moment, beban shearnya akan dipikul oleh web.

d.Rib.

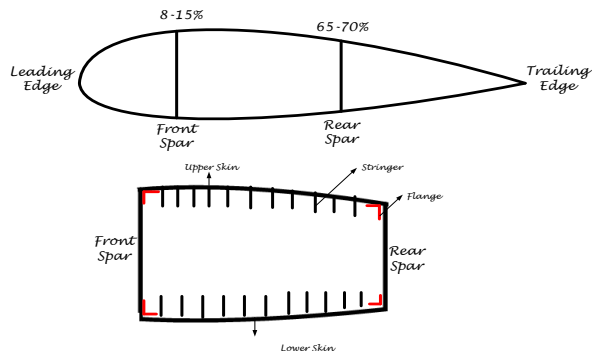
Rib dipergunakan untuk mempertahankan bentuk aerodynamic. Merupakan bagian konstruksi wing yang dipasang melintang terhadap spar serta membentuk airfoil. Rib diletakkan pada bagian dalam sehingga shear dari wing akan diteruskan pada rib. Beban atau tekanan udara yang diterima skin diteruskan kepada rib dan dari rib diteruskan ke spar. Fungsi lain dari rib untuk membatasi panjang panel sehingga panel mempunyai kekuatan yang efektif dalam menahan tekuk (buckling) akibat beban tekan.

Lokasi yang akan dianalisa adalah penampang wing box section 1100mm pesawat CN235 :



Gambar 5. Lokasi wing box section 1100 mm

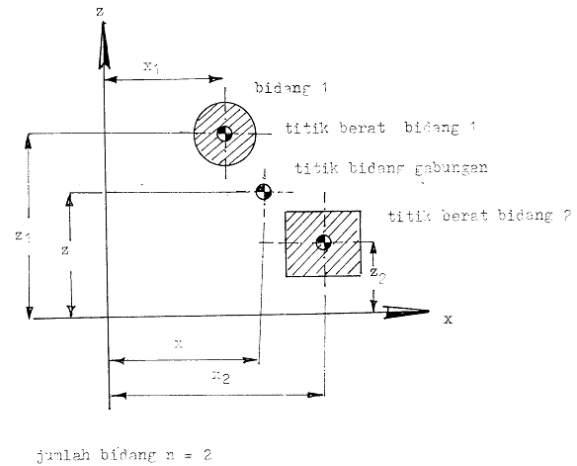
Biasanya 8 – 15% dari panjang chord digunakan untuk leading edges dan 65 – 70% digunakan untuk trailing edges seperti pada gambar berikut ini :



Gambar 6. Panjang chord wing

Untuk menghitung gaya dan momen pada titik berat pada penampang wing box diperlukan properties bentuk luas penampang, jarak terjauh dari titik berat, momen inersia dan inersia polar. Karena penampang lintang wing pesawat merupakan box, dimana stringer dan skin membentuk box dengan bentuk yang sederhana, maka persamaan dasar yang akan

dipergunakan dalam perhitungan dapat ditulis seperti terlihat pada gambar sebagai berikut:



Gambar 7. n buah penampang

Pertimbangkan n buah penampang lintang yang membangun struktur seperti pada gambar 7, maka titik berat gabungan penampang tersebut dapat dihitung dengan persamaan seperti dibawah ini agar simbol/notasi dapat konsisten dengan notasi lainnya :

$$x = \frac{\sum_{i=1}^n A_i * x_i}{\sum_{i=1}^n A_i} \quad \text{dan} \quad z = \frac{\sum_{i=1}^n A_i * z_i}{\sum_{i=1}^n A_i} \quad (1)$$

Sedangkan jarak dari titik berat gabungan ke titik masing-masing bidang:

$$r_{xi} = x - x_i \quad \text{dan} \quad r_{zi} = z - z_i \quad (2)$$

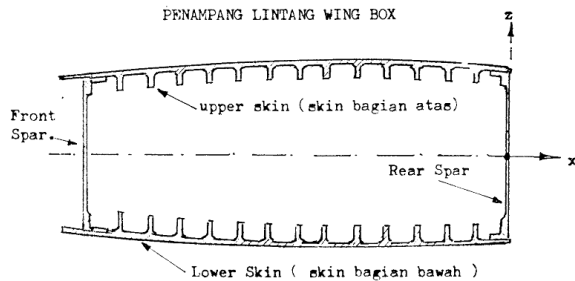
Momen inersia dan inersia polar:

$$I_{xx} = (I_{xx00} + r_{zi}^2) * A_i \quad (3)$$

$$I_{zz} = (I_{zz00} + r_{xi}^2) * A_i \quad (4)$$

$$J_p = I_{xx} + I_{zz} \quad (5)$$

Data untuk analisis seluruhnya didapat dari PTDI baik dalam bentuk gambar dan computer output. Geometri wing box lengkap dapat dilihat pada gambar :



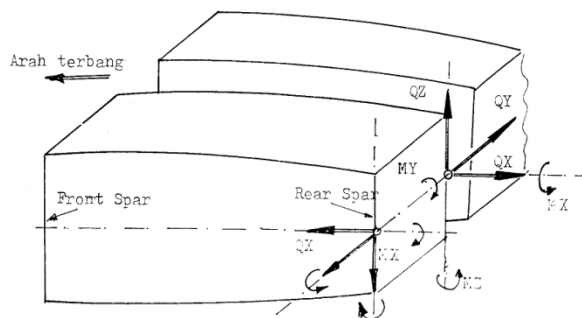
Gambar 8. Geometri wing box

Beban luar yang bekerja pada wing box:

NO	QX (daN)	QY (daN)	QZ (daN)	MX (daN*mm)	MY (daN*mm)	MZ (daN*mm)
1	3240,41	992,19	6164,39	15336212,00	769887,06	4808751,00
2	-3719,42	-1070,05	-7027,62	29338656,00	-1267996,00	-3366612,00
3	-2071,66	1615,30	-6835,54	11017556,00	-2533776,00	-2271700,00
4	1300,00	-1655,77	5456,86	39671472,00	-2533776,00	3099967,00
5	-521,27	36,65	-7310,99	77769820,00	1805176,00	6622756,00
6	-244,55	201,45	-8548,77	64081040,00	-5221030,00	4327880,00
7	-325,30	-131,50	-7413,51	79786656,00	-8248605,00	7210562,00
8	-464,45	78,10	-313,14	-29336928,00	-5499350,00	2858530,00
9	-1067,39	-258,67	-415,21	67970256,00	-35748,00	15010493,00
10	-3450,70	-586,06	-1075,17	26022752,00	-63071,00	-3829578,00
11	2562,54	580,67	-702,03	25922448,00	-3506378,00	3435339,00

Tabel 1. Beban luar yang bekerja pada wing box section 1100 mm

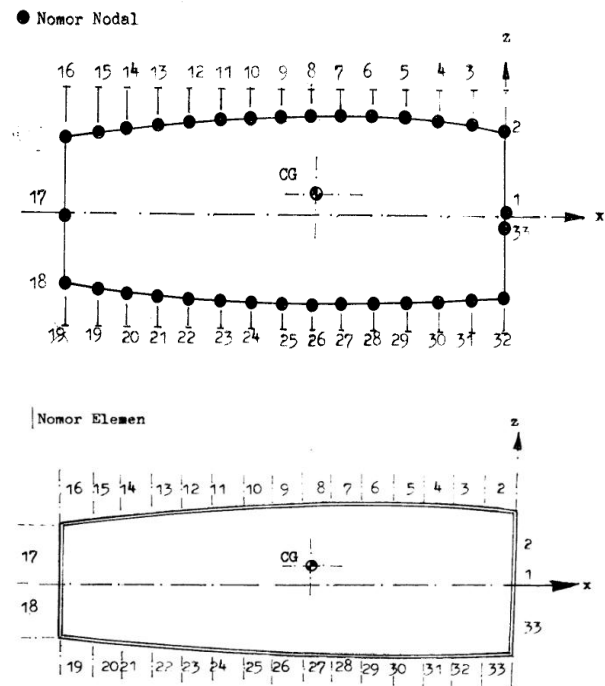
Beban yang terjadi pada wing box dalam bentuk gaya dengan notasi QX, QY, QZ dan momen bending MX, MZ dan momen torsi MY diletakkan pada posisi reference 0,0,0 dari geometri wing box, lihat gambar:



Gambar 9. Beban yang terjadi pada wing box

Untuk memudahkan perhitungan, stringer dan skin menjadi satu dan

diidealisasikan sebagai titik yang memiliki ukuran luas, momen inersia terhadap sumbu idealnya dapat dilihat pada gambar :



Gambar 10. Idealisasi titik wing box

HASIL DAN PEMBAHASAN

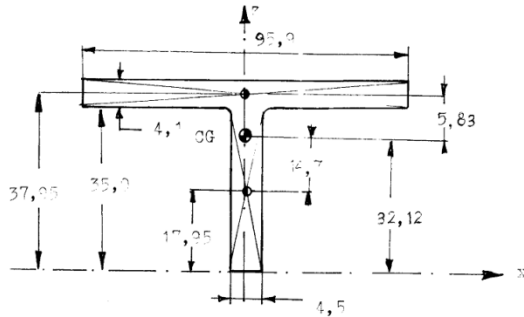
Sebagai contoh ambil nodal no 3. dengan dimensi seperti gambar 11, maka nodal 3 diidealisasikan sebagai titik dengan luas lokal (A_i), momen inersia lokal (I_{xxoi} dan I_{zzoi}), harga luas dan momen inersianya dapat dihitung seperti berikut:

Dimana:

$$A1 = 393,19 \text{ mm}^2 \quad A2 = 161,55 \text{ mm}^2$$

$$x1 = 0 \text{ mm} \quad x2 = 0 \text{ mm}$$

$$z1 = 37,5 \text{ mm} \quad z2 = 17,95 \text{ mm}$$



Gambar 11. Dimensi nodal no 3.

Luas nodal :

$$A=A_1+A_2= 393,19+161,55=554,74 \text{ mm}^2$$

Titik berat dihitung dengan persamaan 4.1.1:

$$x=(A_1 \cdot x_1 + A_2 \cdot x_2)/A = (393 \cdot 0 + 161,55 \cdot 0)/554,74 = 0 \text{ mm}$$

$$z=(A_1 \cdot z_1 + A_2 \cdot z_2)/A = (393,19 \cdot 37,95 + 161,55 \cdot 17,9)/554,74 = 32,12 \text{ mm}$$

Koordinat setiap titik dari reference:

$$rx_1 = x - x_1 = 0 - 0 = 0 \text{ mm}$$

$$rz_1 = z_1 - z = 37,5 - 32,5 = 5,83 \text{ mm}$$

$$rx_2 = x - x_2 = 0 - 0 = 0 \text{ mm}$$

$$rz_2 = z_2 - z = 17,95 - 32,12 = -14,17 \text{ mm}$$

Momen inersia lokal:

$$I_{xx00} = (1/2) \cdot (95,9) \cdot (4,1)^3 = 550,79 \text{ mm}^4$$

$$I_{zz00} = (1/2) \cdot (4,1) \cdot (95,9)^3 = 301341,14 \text{ mm}^4$$

$$I_{xx002} = (1/2) \cdot (4,5) \cdot (35,9)^3 = 17350,6 \text{ mm}^4$$

$$I_{zz002} = (1/2) \cdot (35,9) \cdot (4,5)^3 = 272,62 \text{ mm}^4$$

Perkalian luas lokal dan jarak:

$$A_1 \cdot rx_1^2 = (393,19) \cdot (0)^2 = 0 \text{ mm}^2$$

$$A_2 \cdot rx_2^2 = (161,55) \cdot (0)^2 = 0 \text{ mm}^2$$

$$A_1 \cdot rz_1^2 = (393,19) \cdot (5,83)^2 = 13364,0956 \text{ mm}^2$$

$$A_1 \cdot rz_1^2 = (161,55) \cdot (14,7)^2 = 32437,447 \text{ mm}^2$$

Momen inersia lokal untuk nodal 3 dihitung dengan persamaan (3) dan (4):

$$I_{xx00} = 550,79 + 17350,6 + 13364,0956 + 32437,447 = 63702,92 \text{ mm}^4$$

$$I_{zz00} = 301341,14 + 272,62 = 301613,76 \text{ mm}^4$$

Maka titik nodal 3 untuk dapat digantikan menjadi sebuah titik terhadap reference wing koordinat 0,0,0 dengan sifat sbb:

$$X = -98,40 \text{ mm}$$

$$z = 276,45 \text{ mm}$$

$$A = 554,74 \text{ mm}^2 \quad t = 4,2 \text{ mm}$$

$$I_{xx00} = 63702 \text{ mm}^4 \quad I_{zz00} = 301613,76 \text{ mm}^4$$

Dengan cara yang sama sifat fisik dari nodal dan element ditabelkan seperti tabel:

NO ELEMEN	X (mm)	Z (mm)	LUAS A (mm ²)	TEBAL t (mm)	I _{xx00} (mm ⁴)	I _{zz00} (mm ⁴)
1	0,00	0,00	0,00	2,50	0,0	0,0
2	0,00	170,55	1100,75	2,50	6217987,7	1572628,1
3	-98,40	276,45	554,74	4,20	63702,9	301613,8
4	-184,90	284,07	495,70	4,20	61819,0	44528,1
5	-271,40	288,54	475,20	4,20	61357,3	41519,8
6	-357,80	291,58	519,70	4,80	71464,1	41519,8
7	-444,30	294,22	561,79	5,10	75980,9	41389,7
8	-530,80	290,85	594,22	5,10	78660,7	48547,1
9	-584,40	285,82	545,38	5,10	76073,9	41809,5
10	-671,00	283,28	663,77	4,60	79715,0	63205,5
11	-757,40	276,50	630,42	4,20	74464,7	53429,4
12	-843,90	267,26	593,99	3,80	77875,3	48453,9
13	-930,30	257,19	577,89	3,60	79639,9	226776,9
14	-1019,90	244,22	578,10	3,60	80555,3	227169,5
15	-1103,30	229,15	560,20	4,10	75636,9	226971,5
16	-1200,00	142,98	960,45	4,10	3600194,1	777702,2
17	-1200,00	0,00	0,00	2,50	0,0	0,0
18	-1200,00	-142,48	960,45	2,50	3600194,1	777702,2
19	-1102,70	-185,78	694,50	4,50	81701,7	91964,9
20	-1013,00	-194,24	658,25	5,00	79573,0	300850,0
21	-923,40	-203,94	641,50	5,00	54539,2	72509,0
22	-869,60	-209,70	548,25	4,00	31765,8	55613,9
23	-779,90	-216,56	517,00	5,00	66630,5	47610,4
24	-690,30	-227,83	261,55	2,50	5985,3	29736,0
25	-600,60	-232,93	214,50	2,00	3194,0	120102,2
26	-511,00	-233,78	251,75	2,00	8323,6	29747,5
27	-421,30	-228,16	516,87	2,50	66635,1	47553,9
28	-331,70	-221,18	547,50	5,00	80211,2	55278,9
29	-277,90	-223,73	656,65	4,00	63548,5	72571,3
30	-188,30	-216,77	755,28	5,50	90295,8	68781,2
31	-98,60	-209,38	820,15	6,00	91592,35	105244,39
32	0	-170,55	1100,75	5,50	6217987,71	1572628,07
33	0	0	0	2,50	0	0

Tabel 2. sifat fisik dari tiap nodal pada penampang Wing Box section 1100 mm

Dengan luas, koordinat dan momen inersia lokal setiap nodal dan elemen seperti pada tabel 2. maka luas total, momen inersia polar dapat dihitung dengan persamaan (1 s/d 5) dan hasil perhitungannya disajikan dalam

tabel 3, sehingga properties dari wing box tersebut adalah:

Sumbu netral terletak pada:

$X = -590,95 \text{ mm}$ (dari ref 0,0,0 geometri wing)

$Z = 27,43 \text{ mm}$ (dari ref 0,0,0 geometri wing)

Luas, momen inersia dan inersia polar:

$I_{xx} = 987458056,3 \text{ mm}^4$

$I_{zz} = 3048217420,0 \text{ mm}^4$

$J_p = 4035675476,0 \text{ mm}^4$

Area = $18567,2 \text{ mm}^2$ (untuk perhitungan tegangan rata-rata)

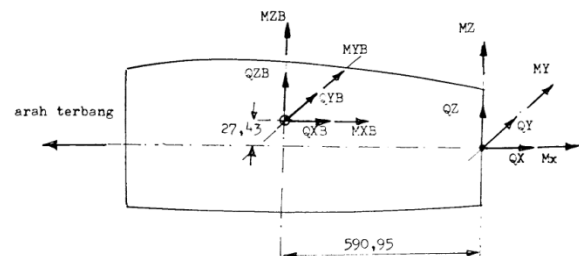
Area = $375936,0 \text{ mm}^2$ (untuk perhitungan tegangan geser berdasarkan aliran gaya geser).

NO	A = AREA (mm ²)	xi (mm)	yi (mm)	Axi (mm ²)	Ayi (mm ²)	Ixx00 (mm ⁴)
1	0.00	0.00	0.00	0.0	0.0	0.0
2	1100.75	0.00	170.55	0.0	187732.9	6217987.7
3	554.74	-98.40	276.45	-54596.4	153357.9	63702.5
4	495.70	-184.90	284.07	-91654.9	140813.5	61819.0
5	475.20	-271.40	288.54	-128969.3	137114.2	61357.3
6	519.70	-357.80	291.58	-185948.7	151534.1	71464.1
7	561.79	-444.30	294.22	-249603.3	165289.9	75990.5
8	594.22	-530.80	290.85	-315412.0	172828.9	76060.7
9	545.38	-584.40	285.82	-318720.1	155080.5	76073.8
10	663.77	-671.00	283.28	-445389.7	168032.8	79715.0
11	630.42	-757.40	276.50	-477490.1	174311.1	74464.7
12	593.99	-843.90	267.26	-501268.2	158749.8	77875.3
13	577.89	-930.30	257.19	-537611.1	148627.5	79639.8
14	578.10	-1019.90	244.22	-589604.2	141183.6	80555.3
15	560.20	-1103.30	229.15	-618068.7	128369.8	75636.9
16	960.45	-1200.00	142.98	-1152540.0	137325.1	3600194.1
17	0.00	-1200.00	0.00	0.0	0.0	0.0
18	960.45	-1200.00	-142.48	-1152540.0	-136844.9	3600194.1
19	694.50	-1102.70	-165.78	-765825.2	-129024.2	81701.7
20	659.25	-1013.00	-184.24	-666807.3	-127858.5	79573.0
21	641.50	-923.40	-203.94	-592361.1	-130827.5	54539.2
22	548.25	-869.60	-205.70	-476758.2	-114968.0	31765.8
23	517.00	-779.90	-216.56	-403208.3	-111961.5	66630.5
24	261.55	-690.30	-227.83	-180648.0	-59508.9	5995.3
25	214.50	-600.60	-232.93	-128828.7	-49963.5	3194.0
26	261.75	-511.00	-233.78	-133754.3	-61191.9	8323.6
27	516.87	-421.30	-228.16	-217757.3	-117929.1	66635.1
28	547.50	-331.70	-221.18	-181605.8	-121096.1	90211.2
29	656.65	-277.90	-223.73	-182483.0	-146912.3	63548.5
30	755.25	-189.30	-216.77	-142213.6	-163715.5	90295.8
31	820.15	-98.40	-209.38	-80866.8	-171723.0	91592.4
32	1100.75	0.00	170.55	0.0	-187732.9	6217987.7
33	0.00	0.00	0.00	0.0	0.0	0.0
	18567.22			-10972413.9	509813.7	21315608.4

Ixx00 (mm ⁴)	xi (mm)	yi (mm)	xi**2A (mm ⁴)	yi**2A (mm ⁴)
0.0	590.95	-27.43	0.0	0.0
1572628.1	590.95	143.12	384406009.2	22547030.3
301613.8	492.55	249.02	134582976.5	34399960.2
44528.1	406.05	256.64	81729331.9	32648829.2
41519.8	319.55	261.11	48523718.6	32398390.1
41519.8	233.15	264.15	28250332.0	36262183.1
41389.7	146.65	266.79	12081980.7	39586473.0
48547.1	60.15	263.42	2149901.3	41232983.1
41809.5	6.55	258.39	23398.2	36412509.5
63205.5	-80.05	255.85	4253439.8	43449868.1
53429.4	-166.45	249.07	17466165.9	39108650.0
48453.9	-252.95	239.83	39005679.4	34165371.6
226776.9	-339.35	229.76	66548900.8	30506615.2
227169.5	-428.95	216.79	106368303.1	27169488.4
226971.5	-512.35	201.72	147053913.1	22795074.9
777702.2	-609.05	115.55	356271150.3	12823738.7
0.0	-609.05	-27.43	0.0	0.0
777702.2	-609.05	-169.91	356271150.3	27727623.0
91964.9	-511.75	-213.21	181881259.4	31570931.1
300850.0	-422.05	-221.67	117251572.8	32344817.9
72509.0	-332.45	-231.37	70900506.1	34340827.7
55613.9	-278.65	-237.13	42568322.2	30828446.7
47610.4	-188.95	-243.99	18457987.0	3077599.1
29736.0	-99.35	-255.26	2581609.0	17041988.0
120102.2	-9.65	-260.36	19974.8	14540382.2
29474.5	79.95	-261.21	1673106.7	17959376.3
47553.9	169.65	-255.59	14876098.8	33765177.9
55278.9	258.25	-248.61	36797783.0	33839295.3
72571.3	313.05	-251.16	64351898.6	41422365.6
68781.2	402.65	-244.20	122446433.7	45038306.6
105244.4	492.35	-236.81	198811349.7	45993172.2
1572628.1	590.95	-197.98	384406009.2	43145095.5
0.0	590.95	-27.43	0.0	0.0
7206158.3			3041012262.0	966142550.9

Tabel 3. Properties lengkap wing box section 1100 mm

Beban yang terjadi pada wing box QX, QY, QZ, MX, MY, dan MZ (Limit load) ditempatkan pada titik reference/koordinat 0,0,0 (lihat gbr 8) dimana titik ini bukan titik berat bidang penampang lintang, sementara semua persamaan yang dipakai untuk menghitung tegangan lokal dihubungkan dengan beban pada titik berat bidang (sumbu netral), oleh karena itu beban tersebut harus ditransfer pada titik berat bidang, maka akan ada momen bending dan momen torsi tambahan pada momen semula. Lokasi dan simbol gaya QXB, QYB, QZB, MXB, MYB, dan MZB pada sumbu netral untuk perhitungan dapat dilihat pada gambar :



Gambar 12. Simbul dan notasi gaya dan momen pada sumbu netral

Teknik dan persamaan untuk menghitung gaya dan momen pada titik berat dapat diturunkan sebagai berikut:

$$QXB = QX \quad (6)$$

$$QYB = QY \quad (7)$$

$$QZB = QZ \quad (8)$$

$$MXB = MX + QY \cdot 27,4 \quad (9)$$

$$MYB = MY - QZ \cdot 590,95 - QX \cdot 27,4 \quad (10)$$

$$MZB = MZ + QY \cdot 590,95 \quad (11)$$

Untuk contoh perhitungan diambil kasus pembebanan no 1. (beban limit) dimana:

$$QX = 3240,41 \text{ daN} \quad MX = 15336212,0 \text{ daN.mm}$$

$$QY = 992,19 \text{ daN} \quad MY = 769887,06 \text{ daN.mm}$$

$$QZ = 6164,39 \text{ daN} \quad MZ = 4808751,0 \text{ daN.mm}$$

Dengan persamaan (6) s/d (11) didapat beban pada titik berat (sumbu) netral bidang penampang tersebut.

$$QXB = QX = 3240,41 \text{ daN}$$

$$QYB = QY = 992,19 \text{ daN}$$

$$QZB = QZ = 6164,39 \text{ daN}$$

$$MXB = 15336212,0 + 992,19 \cdot 27,43 = 15363427,77 \text{ daN.mm}$$

$$MYB = 769887,0661 - 64,39 \cdot 590,95 - 3240,41 \cdot 27,43 = 2961843,66 \text{ daN.mm}$$

$$MZB = 4808751,0 + 3240,41 \cdot 590,95 = 6723671,29 \text{ daN.mm}$$

Untuk kasus lainnya dihitung dengan cara yang sama dan hasilnya dapat dilihat pada tabel:

NO	QX (daN)	QY (daN)	QZ (daN)	MX (daN.mm)	MY (daN.mm)	MZ (daN.mm)
1	3240.41	992.19	6164.39	15336212.00	769887.06	4808751.00
2	-3719.42	-1070.05	-7027.62	29338656.00	-1267996.00	-3368612.00
3	-2071.66	1615.30	-6835.54	11017556.00	-2533776.00	-2271700.00
4	1300.00	-1655.77	5456.86	39671472.00	-2533776.00	3099967.00
5	-521.27	36.65	-7310.99	77769920.00	1805176.00	6622756.00
6	-244.55	201.45	-8548.77	64081040.00	-5221030.00	4327880.00
7	-325.30	-131.50	-7413.51	79786656.00	-6248605.00	7210562.00
8	-464.45	78.10	-313.14	-29336928.00	-5499350.00	2858530.00
9	-1067.39	-258.67	-415.21	67970256.00	-35748.00	15010483.00
10	-3450.70	-586.06	-1075.17	26022752.00	-63071.00	-3829578.00
11	2562.54	580.67	-702.03	25922448.00	-3506378.00	3435339.00

QXB (daN)	QYB (daN)	QZB (daN)	MXB (daN.mm)	MYB (daN.mm)	MZB (daN.mm)
3240.41	992.19	6164.39	15363427.77	-2961843.66	6723671.29
-3719.42	-1070.05	-7027.62	29338656.00	-1267996.00	-3368612.00
-2071.66	1615.30	-6835.54	11061863.68	-2533776.00	-2271700.00
1300.00	-1655.77	5456.86	39620054.23	-2533776.00	3099967.00
-521.27	36.65	-7310.99	77770925.31	1805176.00	6622756.00
-244.55	201.45	-8548.77	64086565.77	-5221030.00	4327880.00
-325.30	-131.50	-7413.51	79783048.96	-6248605.00	7210562.00
-464.45	78.10	-313.14	-29334785.72	-5499350.00	2858530.00
-1067.39	-258.67	-415.21	67963160.68	-35748.00	15010483.00
-3450.70	-586.06	-1075.17	26006676.37	-63071.00	-3829578.00
2562.54	580.67	-702.03	25938375.78	-3506378.00	3435339.00

Tabel 4. Beban luar pada wing box yang bekerja pada sumbu netral

KESIMPULAN

Berdasarkan hasil analisis wing box dengan luas, koordinat dan momen inersia lokal setiap nodal dan elemen maka luas total, momen inersia polar sehingga properties dari wing box tersebut sumbu netralnya terletak pada $X = -590,95 \text{ mm}$ (dari ref 0,0,0 geometri wing) dan $Z = 27,43 \text{ mm}$ (dari ref 0,0,0 geometri wing).

Beban yang terjadi pada wing box QX, QY, QZ, MX, MY, dan MZ (Limit load) ditempatkan pada titik reference/koordinat 0,0,0 dimana untuk menghitung tegangan lokal dihubungkan dengan beban pada titik berat bidang (sumbu netral), oleh karena itu beban tersebut harus ditransfer pada titik berat bidang, maka akan ada momen bending dan momen torsi tambahan pada momen semula.

DAFTAR PUSTAKA

Ferdinan P, Beer/E.Russell Johnston, Jr. The Houw Liong, Ph D, Static (Mekanik untuk Insinyur), Penerbit Erlangga, Jakarta, 1983

- E.P.POPOV (ZAINUL ASTAMAR), Mechanics of Material (Mekanika Teknik), Penerbit Erlangga, Jakarta 10420, 1986
- E.F. Bruhn, B.S, M.S, C.E, Dr. Eng, Analysis And Design Of Flight Vehicle Structure, Tri-State Offset Company, USA, June 1973
- M.F SPOTTS.Design Of Machine Elements, Fifth Edition, Prentice-Hall of India, New Delhi-110001, 1978
- Michael Chun-Yung Niu, Airframe Structural Design, Lockheed Aeronautical Systems Company Burbank, California.