

# ESTIMASI DISTRIBUSI BERAT SAYAP DAN DISTRIBUSI LIFT UNTUK OPTIMASI *BENDING MOMENT* DENGAN SISTEM *FUEL TRANSFER* PADA PESAWAT BOEING 737-500

Mufti Arifin\*, Endah Yuniarti, Rafika Arum Sari, Ahmad Akmal Said

Fakultas Teknologi Kedirgantaraan,  
Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma  
Komplek Bandara Halim Perdanakusuma, Jakarta 13610, Indonesia  
\*Corresponding Author : [muftiarifin@universitassuryadarma.com](mailto:muftiarifin@universitassuryadarma.com)

**Abstrak**– Selain sebagai penghasil gaya angkat, sayap berfungsi menahan beban yang terjadi pada struktur pesawat, seperti beban geser, puntir dan lentur (*bending*). Dari semua beban tersebut beban lentur (*bending*) merupakan beban terbesar yang diterima oleh sayap. Pengaturan beban *bending* merupakan salah satu faktor utama dalam mengurangi beban yang dialami oleh sayap. Namun, nilai optimal yang ditunjukkan berlawanan antara di darat dan di udara, untuk memanfaatkan keadaan tersebut digunakan sistem *fuel transfer load alleviation*. *Fuel transfer load alleviation* merupakan suatu sistem yang otomatis memindahkan *fuel* lebih banyak di tangki bagian dalam pada saat di darat dan berada di tangki bagian luar pada saat di udara sehingga efek dari beban *bending* dapat dikurangi. Beban *bending* yang dihasilkan merupakan hasil penjumlahan antara distribusi berat dan distribusi *lift* yang terjadi pada sayap sehingga untuk menghitung *bending* diperlukan data distribusi berat pada sayap. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui distribusi berat dan distribusi *lift* yang terjadi pada sayap pesawat Boeing 737-500. Nilai distribusi berat dan distribusi *lift* menghasilkan optimasi moment pada dua keadaan yaitu, di darat dan di udara dengan tiga variasi *fuel transfer* yaitu, constant dengan nilai 40134,53 N, linier dengan nilai 48059,53 N, dan *maximum* dengan nilai 172386,50 N.

**Kata kunci** : sayap, *fuel transfer*, distribusi berat, distribusi *lift*, beban *bending*

**Abstract** – *Aside from being a manufacturer of lift force, a wing is functioning hold the load that occurs in the structure of the aircraft, such as the shear load, twist and bending. Of all the load the load bending is the greatest burden are received by the wings. Setting the load bending is one of the major factors in reducing the burden experienced by the wing. However, the optimal value indicated opposite between on land and in the air, to take advantage of the situation to use fuel system transfers the load alleviation. Fuel transfer load alleviation is a system that automatically move the fuel more in the tank at the time in part on land and are on the outside of the tank at the time in the air so that the effect of the load bending bending loads can be reduced, which generated as the result of addition between the weight distribution and the distribution of lift that occurs on the wings so as to calculate the bending data needed weight distribution and the distribution of lift on the wing. This research aims to know the weight distribution occurs on the wings of the Boeing 737-500. The value of the weight distribution and distribution of lift yield optimization moment on two States namely, on land and in the air with three variations of the fuel transfer that is, constant with a value of 40134.53 N, linear with a value of 48059.53 N, and the maximum value of 172386.50 N.*

**Keywords**: wings, *fuel transfer*, weight distribution, lift distribution, load bending

## I. PENDAHULUAN

Pesawat A380 merupakan salah satu transportasi udara terbesar dan memiliki teknologi yang terbaru dalam pengoperasian sistem pesawat. Salah satu teknologi yang dipakai pada pesawat A380 adalah sistem *fuel transfer load alleviation*.

*Fuel transfer load alleviation* adalah sistem terbaru yang memanfaatkan sistem Fuel transfer untuk mengurangi beban yang dialami oleh sayap pesawat, terutama beban lentur (*bending*) yang dialami sayap. Pengaturan beban *bending* pada sayap merupakan salah satu faktor utama dalam pengurangan beban pesawat, tetapi nilai optimal yang didapatkan berlawanan antara pada saat di darat dan di udara. Untuk memanfaatkan kondisi ini pada dua kondisi tersebut maka digunakan sistem otomatis *fuel transfer*.

*Fuel transfer* secara otomatis dilakukan untuk mengatur *fuel* berada lebih banyak di tangki bagian dalam pada saat pesawat di darat dan berada lebih banyak di tangki bagian luar pada saat di udara<sup>[1]</sup>. Beban *bending* yang dihasilkan merupakan hasil perhitungan antara distribusi berat sayap dan distribusi gaya *lift* yang terjadi pada sayap pesawat sehingga untuk menghasilkan nilai beban *bending* diperlukan data distribusi gaya *lift* yang terjadi di sayap pesawat.

Dengan latar belakang berikut, perhitungan dilakukan pada dua kondisi, yaitu kondisi saat pesawat berada di darat dan kondisi pada saat pesawat di udara. Perhitungan berat sayap pesawat dan perhitungan distribusi gaya *lift* dilakukan dengan metode analitik, dengan metode tersebut dapat diketahui data berat sayap dan nilai distribusi *lift* dalam bentuk diagram, yang kemudian akan digunakan untuk menghitung beban *bending* yang terjadi pada sayap pesawat yang akan diteliti.

## II. METODE PENELITIAN

### 2.1 Spesifikasi Pesawat<sup>[11]</sup>

#### General

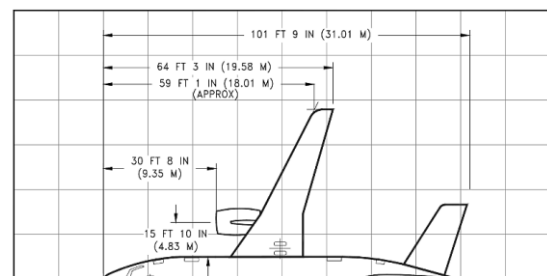
<i>Span</i>	: 28,9 m
<i>Length</i>	: 31 m
<i>Height</i>	: 11, 1 m
<i>Cruise speed</i>	: 796 km/h
<i>MTOW</i>	: 60.550 kg

<i>MLW</i>	: 49.890 kg
<i>Empty weight</i>	: 31.950 kg
<i>Zero Fuel</i>	: 46.490 kg

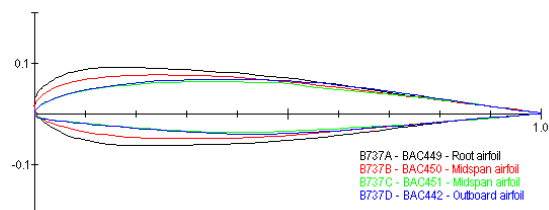
### 2.2 Geometri Sayap

**Tabel 2.1** Geometri Sayap B737-500<sup>[11]</sup>

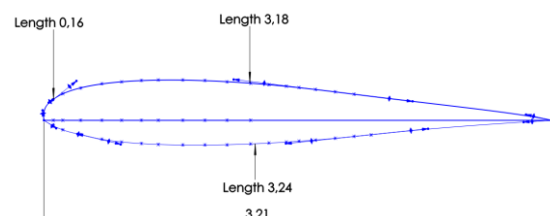
Gross area (m <sup>2</sup> )	91
Aspek Ratio	9,17
Taper Ratio	0,240
Root Chord (m)	7,32
Tip Chord (m)	1,62
M.A.C (m)	3,41
Dihedral (°)	6
¼ Chord Sweepback (°)	25



**Gambar 2.1** Geometri Sayap B737-500<sup>[11]</sup>

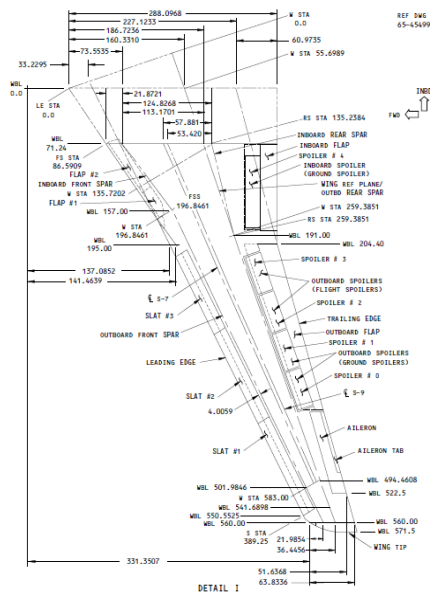


**Gambar 2.2** Jenis Airfoil pesawat Boeing 737-500<sup>[11]</sup>



**Gambar 2.3** Permodelan Airfoil Basic BAC450 dengan panjang chord 3,21m

## 2.3 Dimensi Sayap

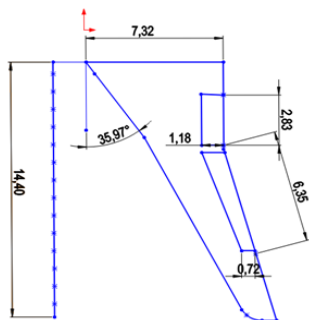


Gambar 2.4 Dimensi Sayap B737-500<sup>[11]</sup>

## III. HASIL DAN PEMBAHASAN

### 3.1 Perhitungan Berat Sayap Pesawat B737-500

Dimensi sayap B737-500 dapat dilihat pada Gambar 2.3, sedangkan gambar dimensi yang digambar dengan Solidwork ditampilkan pada Gambar 3.1.



Gambar 3.1 Dimensi Sayap memakai Software Solidwork

Untuk dapat mengetahui berat sayap dapat dihitung menggunakan Persamaan Wing Weight dengan sudut 16° saat posisi pesawat saat climb, sebagai berikut :

$$W_w = W_{W_{basic}} + 1.2 (W_{hld} + W_{sp})$$

Dimana :

$$W_{W_{basic}} = (4,58 \times 10^{-3}) \times k_{no} k_{\lambda} k_e k_{uc} k_{st} \times [k_b n_{ult} (W_{des} - 0.8W_w)]^{0.55} \times b^{1.675} (t/c)_r^{-0.45} \left( \cos \Lambda_{\frac{1}{2}} \right)^{-1.325}$$

$$= (4,58 \times 10^{-3}) \times 1,2571 \times 1,089 \times 0,95 \times 1 \times 1,073 \times [1 \times 6 (46490 \times 0,8 W_w)]^{0.55} \times (28,8)^{1.675} \times (0,154)^{-0.45} \times (0,906)^{-1.325}$$

$$= 4,7061 \times [278940 - 4,8W_w]^{0.55}$$

Setelah mengetahui wing weight basic, lalu tentukan Weight Trailing Edge Flap.

$$\frac{W_{tef}}{S_f} = 2,706 \times k_f (S_f b_{fs})^{3/16} \times \left[ \left( \frac{V_{lf}}{100} \right)^2 \frac{\sin \delta_f \cos \Lambda_f}{(t/c)_f} \right]^{3/4}$$

$$\frac{W_{tef}}{7,91} = 2,706 \times [1,45 \times 1,25] (7,91 \times 9,18)^{3/16} \times \left[ \left( \frac{150}{100} \right)^2 \frac{\sin 40 \cos 12,25}{0.18} \right]^{3/4}$$

$$W_{tef} = 401,776 \text{ kg}$$

Setelah menentukan  $W_{tef}$ , lalu dapat ditentukan Weight High-Lift Device.

$$W_{hld} = W_{tef} + W_{lef}$$

$$W_{hld} = 401,776 + 218,86$$

$$W_{hld} = 620,636 \text{ kg}$$

Setelah mendapatkan nilai dari persamaan-persamaan di atas, maka dapat dimasukkan persamaan

$$W_w = W_{W_{basic}} + 1.2 (W_{hld} + W_{sp})$$

$$W_w = 4,7061 \times (278940 - 4,8W_w)^{0.55} + 1,2 (620,636 + 0,015W_w)$$

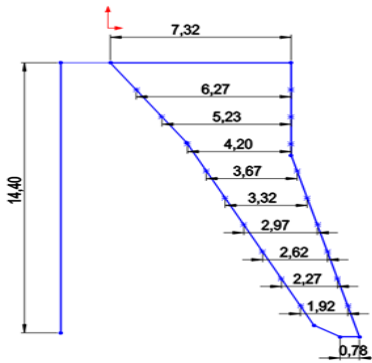
$$W_w = 31343,661 \text{ N}$$

### 3.2 Perhitungan Distribusi Berat Sayap

Perhitungan yang dilakukan hanya menggunakan 1 sayap dan wing area pun hanya memakai 1 bagian sayap.

$$\frac{1}{2} \text{ Berat sayap} = \frac{\text{Berat Seluruhnya}}{2} \times \cos(16^\circ) = 15671,8305 \text{ N}$$

Pembagian wing section pada setiap sayap yang dapat dilihat pada Gambar 3.2.



Gambar 3.2 Wing Section

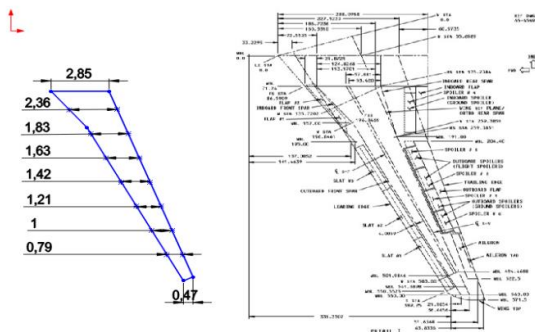
Wing Section 1 = Area × Weight/Area  
 = 9,785 × 286,462  
 = 2802,97 N

Tabel 3.1 Weight Distribution

Wing Section	Csec (m)	AREA (m <sup>2</sup> )	Weight/A (N/m <sup>2</sup> )	WEIGHT DIST (N) UDARA	WEIGHT DIST (N) DARAT
1	7.32	9.785	286.462	2802.97	2915.93
2	6.27	8.280	286.462	2371.90	2467.49
3	5.23	6.790	286.462	1944.96	2023.34
4	4.2	5.666	286.462	1623.21	1688.62
5	3.67	5.033	286.462	1441.70	1499.80
6	3.32	4.529	286.462	1297.33	1349.61
7	2.97	4.025	286.462	1152.95	1199.41
8	2.62	3.521	286.462	1008.57	1049.22
9	2.27	3.017	286.462	864.20	899.02
10	1.92	1.944	286.462	556.88	579.32
11	0.78	0.000	286.462	0	0.00
TOTAL				15064.67	15671.77

3.3 Distribusi Berat Fuel Per Section

Pembagian section pada tangki dibagi menjadi 10 bagian pada tangki bahan bakar. Dengan berat bahan bakar 76137,36514N dan luas tangki bahan bakar pada satu bagian sayap adalah 21,24 m<sup>2</sup> dapat diperoleh weight/Area 3584,622 N/m<sup>2</sup>.



Gambar 3.3 Fuel Tank Section<sup>[13]</sup>

Wing Section 1 = Area × weight/area  
 = 4,104 × 3584,622  
 = 14711,29 N

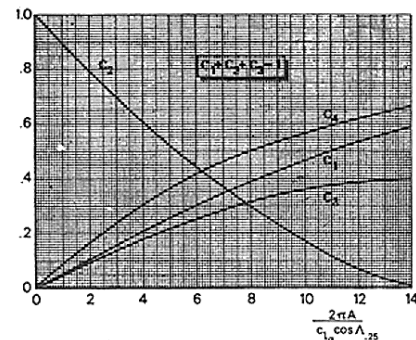
Tabel 3.2 Fuel Weight Distribution

Wing Section	weight/ A (N/m <sup>2</sup> )	Csec (m)	Area (m <sup>2</sup> )	FUEL W DISTRIBUTION (N)
1	3584,622	2,85	4,10	14711,29
2	3584,622	2,85	3,75	13446,63
3	3584,622	2,36	3,02	10814,09
4	3584,622	1,83	2,49	8930,01
5	3584,622	1,63	2,20	7871,83
6	3584,622	1,42	1,89	6787,84
7	3584,622	1,21	1,59	5703,85
8	3584,622	1	1,29	4619,86
9	3584,622	0,79	0,91	3251,97
10	3584,622	0,47	0,00	0
TOTAL			21,24	76137,36514

3.4 Perhitungan Distribusi Lift

- Mencari nilai C<sub>1</sub>, C<sub>2</sub>, C<sub>3</sub> dan C<sub>4</sub>

$$\frac{2\pi A}{Cl_{\alpha} \cos A_{0,25}} = \frac{2 \times 3,14 \times 9,17}{5,727 \times \cos 25} = 11,094$$



Gambar 3.4 Diagram diedrich method<sup>[9]</sup>

Nilai C<sub>1</sub> = 0,5 ; C<sub>2</sub> = 0,1 ; C<sub>3</sub> = 0,39, dan C<sub>4</sub> = 0,6

- Mencari nilai C̄  
 C̄ merupakan fungsi dari span per aspek ratio sehingga dapat dihitung dengan rumus :

$$C = b/A = 28,8 \text{ m} / 9,17 = 3,1406 \text{ m}$$

- Mencari nilai η  
 η merupakan non-dimensional parameter spanwise station yang dapat dihitung dengan rumus :

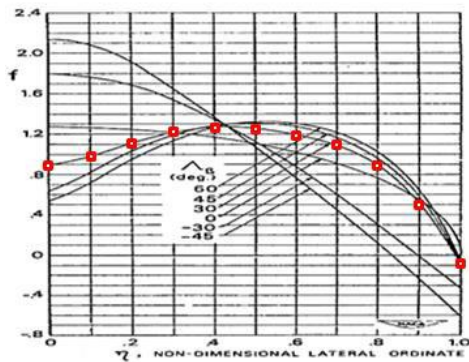
$$\eta = \frac{y}{b/2} = \frac{0 \text{ m}}{28,8 \text{ m}/2} = 0 \text{ (section 1)}$$

**Tabel 3.3 Wing Section**

wing section	jarak y (m)	$\eta$
1	0	0
2	1.44	0.1
3	2.88	0.2
4	4.32	0.3
5	5.76	0.4
6	7.2	0.5
7	8.64	0.6
8	10.08	0.7
9	11.52	0.8
10	12.96	0.9
11	14.4	1

- Mencari nilai f

Nilai f ditentukan dengan melihat nilai  $\eta = 0$  dan  $\Lambda\beta = 26,968$  sehingga dapat dilihat diagramnya seperti pada gambar berikut :



**Gambar 3.5** Nilai fungsi f pada setiap section sayap<sup>[9]</sup>

- Mencari  $\beta$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - (0,375)^2} = 0,9270$$

- Mencari

$$E = 1 + \frac{2\lambda}{A(1+\lambda)} = 1 + \frac{2 \times 0,24}{9,17(1+0,24)} = 1,0422$$

- Mencari  $\Lambda\beta$

$$\Lambda\beta = \Lambda_{1/4} / \beta = 25 / 0,9270 = 26,9676^\circ$$

- Mencari  $\varepsilon$

$$\varepsilon = \eta \cdot \varepsilon_t = 0,0 \times 0,05236 \text{ rad} = 0$$

- Mencari  $\alpha_{0,1}$

Nilai  $\alpha_{0,1}$  ditentukan dari berdasarkan twist lokal pada kondisi CL = 0 dimana asumsi nilai  $\alpha_{0,1} = -2^\circ$  (-0,0349 rad).

- Mencari  $L_\alpha$

$$L_\alpha = C_1 \cdot \frac{C_{sec}}{C} + C_2 \cdot \frac{4}{\pi} \cdot \sqrt{1 - \eta^2} + C_3 \cdot f = 1,643743$$

**Tabel 3.4** Nilai  $L_a$

wing section	$C_{sec}$ (m)	$\eta$	f	$L_a$
1	7.32	0	0.9	1.643743
2	6.27	0.1	0.98	1.507143
3	5.23	0.2	1.11	1.390338
4	4.2	0.3	1.21	1.262067
5	3.67	0.4	1.28	1.200223
6	3.32	0.5	1.25	1.12637
7	2.97	0.6	1.19	1.038839
8	2.62	0.7	1.09	0.933181
9	2.27	0.8	0.9	0.78882
10	1.92	0.9	0.5	0.556194
11	0.78	1	-0.1	0.085177

- Mencari  $L_b$

$$L_b = \beta \cdot E [L_a \cdot C_4 \cdot \Lambda\beta \cdot \cos\left(\frac{\varepsilon}{\varepsilon_t} + \alpha_{0,1}\right)] = -0,029645$$

**Tabel 3.5** Nilai  $L_b$

wing section	$\varepsilon$	$L_a$	$L_b$
1	0	1.643743	-0.02965
2	0.005	1.507143	0.050687
3	0.01	1.390338	0.118591
4	0.015	1.262067	0.172856
5	0.02	1.200223	0.226396
6	0.026	1.12637	0.27066
7	0.031	1.038839	0.3033
8	0.036	0.933181	0.320665
9	0.041	0.78882	0.311814
10	0.047	0.556194	0.248595
11	0.052	0.085177	0.042471

- Mencari  $C_l$  tiap section

$$C_l = \frac{C}{C_{sec}} (L_a \cdot C_L + \frac{\varepsilon_t \alpha_0}{E} L_b)$$

$$C_{l_1} = 0,523051$$

**Tabel 3.6** Nilai  $C_l$  tiap section

wing section	$C_{sec}$ (m)	$C_{l_{sec}}$
1	7.32	0.523051
2	6.27	0.559829
3	5.23	0.619062
4	4.2	0.699673
5	3.67	0.761386
6	3.32	0.789767
7	2.97	0.814132
8	2.62	0.828924
9	2.27	0.808628
10	1.92	0.674014
11	0.78	0.25405

### 3.5 Hasil Distribusi Lift

Nilai distribusi lift tiap section didapatkan dari persamaan lift standar dimana :

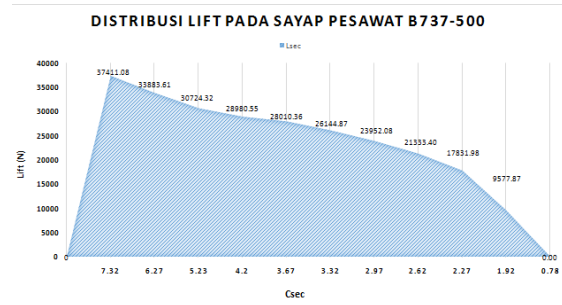
$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2 \cdot C_L \cdot S_{wing}$$

$$L_1 = 38918,66 \text{ N}$$

Secara keseluruhan nilai distribusi Lift di tiap section dapat dilihat pada **Tabel 3.7**.

**Tabel 3.7** Nilai lift tiap section

wing section	$C_{sec}$ (m)	$C_{l_{sec}}$	$L_{sec}$ (N)
1	7.32	0.523051	37411.08
2	6.27	0.559829	33883.61
3	5.23	0.619062	30724.32
4	4.2	0.699673	28980.55
5	3.67	0.761386	28010.36
6	3.32	0.789767	26144.87
7	2.97	0.814132	23952.08
8	2.62	0.828924	21333.4
9	2.27	0.808628	17831.98
10	1.92	0.674014	9577.87
11	0.78	0.25405	0



**Gambar 3.6** Diagram distribusi lift

### 3.6 Analisis dan Perbandingan

Dari hasil di atas diperoleh perbandingan distribusi berat fuel pada saat di darat dan di udara. Pada setiap kondisi diaplikasikan ke tiga sistem pentrasferan fuel, untuk mengetahui selisih distribusi berat fuel sebelum di transfer dan sesudah di transfer.

#### a. Sistem Fuel Transfer Constant

Berdasarkan **Tabel 3.8** dan **3.9**, selisih moment saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 2001208,45 N.m dan sesudah transfer adalah 1961074,93 N.m. Sedangkan, tinggi defleksi saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 0,050972 m dan sesudah transfer adalah 0,049332 m. Dengan diketahui selisih moment dan tinggi defleksi pada saat sebelum dan sesudah transfer pada kondisi di udara dan darat adalah 40134,53 N.m dan 0,001639 m.

#### b. Sistem Fuel Transfer Linier

Berdasarkan **Tabel 3.10** dan **3.11**, selisih moment saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 2001206,45 N.m dan sesudah transfer adalah 1953149,63 N.m. Sedangkan, tinggi defleksi saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 0,050972 m dan sesudah transfer adalah 0,048967 m. Dengan diketahui selisih moment dan tinggi defleksi pada saat sebelum dan sesudah transfer pada kondisi di udara dan darat adalah 48059,53 N.m dan 0,002005 m.



**Tabel 3. 8** Moment Pesawat ketika Fuel Transfer Constant Pada saat di Udara

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
23537.24	24027.24	-222412.88	-222060.08	1450574.81	1430507.55	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
21392.54	21882.54	-190063.44	-189005.04	1153591.86	1134540.66	0.000226	0.000223	0.000163	0.000160
1374.50	1864.50	-173671.18	-171907.18	891702.93	874683.86	0.000572	0.000562	0.000737	0.000726
20637.13	21127.13	-157822.81	-155353.21	653027.26	639056.38	0.001149	0.001128	0.001976	0.001942
20644.77	20644.77	-128099.85	-125277.45	447162.95	437002.31	0.002006	0.001966	0.004248	0.004170
19739.40	19249.40	-99023.25	-96553.65	283634.33	277283.93	0.002941	0.002880	0.007810	0.007660
18506.73	18016.73	-71486.03	-69722.03	160867.64	157565.44	0.003809	0.003729	0.012670	0.012418
16848.18	16358.18	-46030.49	-44972.09	76255.75	74985.67	0.004549	0.004455	0.018688	0.018310
14520.54	14030.54	-23445.02	-23092.22	26233.38	25979.36	0.005093	0.004991	0.025630	0.025111
9020.99	9020.99	-6495.11	-6495.11	4676.48	4676.48	0.005392	0.005287	0.033179	0.032511
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.005480	0.005375	0.041007	0.040187

**Tabel 3. 9** Moment Pesawat ketika Fuel Transfer Constant Pada saat di Darat

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
-14432.95	-14922.95	125751.96	125399.16	-550634.64	-530567.38	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
-12994.45	-13484.45	106004.23	104945.83	-383770.19	-364718.99	-0.000081	-0.000078	-0.000059	-0.000056
-29756.16	-30246.16	75223.78	73459.78	-253286.02	-236266.95	-0.000189	-0.000179	-0.000253	-0.000241
-8679.66	-9169.66	47549.99	45080.39	-164888.91	-150918.03	-0.000344	-0.000323	-0.000637	-0.000603
-7662.42	-7662.42	35783.69	32961.29	-104888.65	-94728.01	-0.000555	-0.000515	-0.001284	-0.001207
-6663.60	-6173.60	25468.95	22999.35	-60786.75	-54436.35	-0.000768	-0.000707	-0.002237	-0.002087
-5664.79	-5174.79	16592.51	14828.51	-30502.49	-27200.28	-0.000948	-0.000868	-0.003473	-0.003221
-4665.97	-4175.97	9154.37	8095.97	-11964.74	-10694.66	-0.001081	-0.000987	-0.004933	-0.004556
-3444.89	-2954.89	3314.55	2961.75	-2987.12	-2733.10	-0.001161	-0.001059	-0.006548	-0.006029
-579.32	-579.32	417.11	417.11	-300.32	-300.32	-0.001193	-0.001088	-0.008243	-0.007574
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-0.001199	-0.001094	-0.009965	-0.009145

**Tabel 3. 10** Moment Pesawat ketika Fuel Transfer Linier Pada saat di Udara

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
23537.24	24223.24	-222412.88	-221918.96	1450574.81	1426544.90	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
21392.54	21980.54	-190063.44	-188652.24	1153591.86	1130933.63	0.000226	0.000222	0.000163	0.000160
1374.50	1864.50	-173671.18	-171483.82	891702.93	871635.67	0.000572	0.000560	0.000737	0.000723
20637.13	21029.13	-157822.81	-155000.41	653027.26	636567.03	0.001149	0.001124	0.001976	0.001936
20644.77	20644.77	-128099.85	-124995.21	447162.95	434970.19	0.002006	0.001959	0.004248	0.004156
19739.40	19347.40	-99023.25	-96200.85	283634.33	275709.03	0.002941	0.002868	0.007810	0.007632
18506.73	18016.73	-71486.03	-69298.67	160867.64	156549.37	0.003809	0.003712	0.012670	0.012369
16848.18	16260.18	-46030.49	-44619.29	76255.75	74528.44	0.004549	0.004433	0.018688	0.018234
14520.54	13834.54	-23445.02	-22951.10	26233.38	25877.75	0.005093	0.004966	0.025630	0.025001
9020.99	9020.99	-6495.11	-6495.11	4676.48	4676.48	0.005392	0.005261	0.033179	0.032365
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.005480	0.005350	0.041007	0.040005

**Tabel 3. 11** Pada saat di Darat Moment Pesawat ketika Fuel Transfer Linier

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
-14432.95	-15118.95	125751.96	125258.04	-550634.64	-526604.73	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
-12994.45	-13582.45	106004.23	104593.03	-383770.19	-361111.96	-0.000081	-0.000077	-0.000059	-0.000056
-29756.16	-30246.16	75223.78	73036.42	-253286.02	-233218.76	-0.000189	-0.000178	-0.000253	-0.000239
-8679.66	-9071.66	47549.99	44727.59	-164888.91	-148428.67	-0.000344	-0.000319	-0.000637	-0.000597
-7662.42	-7662.42	35783.69	32679.05	-104888.65	-92695.89	-0.000555	-0.000508	-0.001284	-0.001192
-6663.60	-6271.60	25468.95	22646.55	-60786.75	-52861.45	-0.000768	-0.000695	-0.002237	-0.002059
-5664.79	-5174.79	16592.51	14405.15	-30502.49	-26184.22	-0.000948	-0.000851	-0.003473	-0.003172
-4665.97	-4077.97	9154.37	7743.17	-11964.74	-10237.43	-0.001081	-0.000965	-0.004933	-0.004479
-3444.89	-2758.89	3314.55	2820.63	-2987.12	-2631.49	-0.001161	-0.001034	-0.006548	-0.005919
-579.32	-579.32	417.11	417.11	-300.32	-300.32	-0.001193	-0.001062	-0.008243	-0.007428
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-0.001199	-0.001068	-0.009965	-0.008962

**Tabel 3. 12** Moment Pesawat ketika Maximum Fuel Transfer Pada saat di Udara

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
23537.24	25216.93	-222412.88	-221203.50	1450574.81	1399200.21	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
21392.54	22804.00	-190063.44	-186628.43	1153591.86	1105561.23	0.000226	0.000218	0.000163	0.000157
1374.50	2517.72	-173671.18	-168396.80	891702.93	849943.07	0.000572	0.000548	0.000737	0.000708
20637.13	21441.85	-157822.81	-151145.91	653027.26	619872.32	0.001149	0.001097	0.001976	0.001892
20644.77	20644.77	-128099.85	-120843.55	447162.95	424039.91	0.002006	0.001911	0.004248	0.004057
19739.40	18059.70	-99023.25	-92976.33	283634.33	270089.60	0.002941	0.002799	0.007810	0.007448
18506.73	17095.28	-71486.03	-67664.75	160867.64	154428.02	0.003809	0.003626	0.012670	0.012074
16848.18	15704.96	-46030.49	-44048.58	76255.75	73994.43	0.004549	0.004340	0.018688	0.017809
14520.54	13715.82	-23445.02	-22865.62	26233.38	25816.21	0.005093	0.004869	0.025630	0.024440
9020.99	9020.99	-6495.11	-6495.11	4676.48	4676.48	0.005392	0.005164	0.033179	0.031663
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.005480	0.005252	0.041007	0.039162

**Tabel 3. 13** Moment Pesawat ketika Maximum Fuel Transfer Pada saat di Darat

Nett Loading (N)		Shear (N.m)		Bending Momen (N.m <sup>2</sup> )		Sudut Defleksi $\theta$		Tinggi Defleksi 'w' (m)	
Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer	Non	Transfer
-14432.95	-18220.07	125751.96	123025.23	-550634.64	-424746.03	0.000000	0.000000	0.000000	0.000000
-12994.45	-16456.01	106004.23	98058.45	-383770.19	-265565.78	-0.000081	-0.000060	-0.000059	-0.000043
-29756.16	-32540.03	75223.78	62781.30	-253286.02	-149761.16	-0.000189	-0.000130	-0.000253	-0.000180
-8679.66	-10978.50	47549.99	31447.96	-164888.91	-81916.09	-0.000344	-0.000216	-0.000637	-0.000429
-7662.42	-7662.42	35783.69	18026.49	-104888.65	-46294.48	-0.000555	-0.000316	-0.001284	-0.000812
-6663.60	-2876.49	25468.95	10438.48	-60786.75	-25799.70	-0.000768	-0.000409	-0.002237	-0.001335
-5664.79	-2203.23	16592.51	6781.08	-30502.49	-13401.62	-0.000948	-0.000486	-0.003473	-0.001980
-4665.97	-1882.10	9154.37	3839.65	-11964.74	-5754.69	-0.001081	-0.000546	-0.004933	-0.002723
-3444.89	-1146.05	3314.55	1659.38	-2987.12	-1795.39	-0.001161	-0.000586	-0.006548	-0.003538
-579.32	-579.32	417.11	417.11	-300.32	-300.32	-0.001193	-0.000607	-0.008243	-0.004397
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	-0.001199	-0.000612	-0.009965	-0.005275



### c. Sistem Fuel Transfer Maximum

Berdasarkan **Tabel 3.12** dan **3.13**, selisih *moment* saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 2001209,45 N.m dan sesudah transfer adalah 1399200,21 N.m. Sedangkan, tinggi defleksi saat di darat dan di udara sebelum transfer adalah 0,050972m dan sesudah transfer adalah 0,044437 m. Dengan diketahui selisih *moment* dan tinggi defleksi pada saat sebelum dan sesudah transfer pada kondisi di udara dan darat adalah 602009,24 N.m dan 0,006535 m.

## IV. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil dan pembahasan yang terdapat pada bab sebelumnya, maka diperoleh kesimpulan sebagai berikut :

1. Hasil perhitungan distribusi berat sayap pada B 737-500, diawali dengan menentukan berat sayap keseluruhan sebesar 31343,661 N untuk kedua sayap pesawat, untuk satu sayap menjadi 15064,67 N. Sayap pesawat dibagi menjadi 11 section. Dimana section 1 berada pada *wing root* dan section 11 berada pada *wing tip*. Berat terbesar pada section 3 dengan berat 21211,76 N, dikarenakan terdapat *engine* pada section tersebut.
2. Hasil perhitungan estimasi distribusi *lift* pada kondisi *climb* di ketinggian 10.000 ft yang telah dilakukan , didapatkan nilai total distribusi *lift* Pada sayap Boeing 737 – 500 dengan kondisi *climb* sebesar 257850,11 N di masing masing sayap, dimana *lift* maksimum terjadi di *section* 1 dengan nilai *lift* sebesar 37411,08 N dan nilai *lift* minimum terjadi di *section* 11 (*wing tip*) dengan nilai *lift* sebesar 0 N.
3. Pada saat pentransferan *constant*, optimasi *moment* adalah 40134 N.m<sup>2</sup> dan tinggi defleksi 0,00164 m. Pada saat pentrasferan *linier*, optimasi *moment* adalah 48059,53 N.m<sup>2</sup> dan tinggi defleksi 0,002004 m. Terakhir, pada saat pen-transferan *maximum*, optimasi *moment* adalah 177263,21 N.m<sup>2</sup> dan tinggi defleksi 0,006535m. Dari data tersebut, di dapatkan optimasi terbaik pada saat pentrasferan *maximum*.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Vermeire, Frank., 2016, A380 Special Edition, *FAST Magazine*, Hal 44.
2. Utami, Fara Vania., 2018, Simulasi Optimasi Beban Bending pada Sayap dengan Sistem Fuel Transfer, *Skripsi*, Program Studi Teknik Penerbangan, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jakarta.
3. Boeing 777-300ER Wing Above Clouds, <http://www.boeingimages.com/archive/Boeing-777-300ER-Wing-Above-Clouds-2F3XC5LC9X3.html>, diakses 27 Juni 2018
4. Diverentia.,2016, Berbagai macam Jenis Pesawat terbang, <http://sainsterbang.blogspot.com/2016/10/berbagai-macam-jenis-sayap-pesawat.html>, diakses 14 april 2018.
5. Gere, J.M., 2009, Mekanika Bahan, Jilid 1, Edisi IV, Erlangga, Jakarta.
6. Al-Hussaini, A.A., 2013, Aircraft Design, Tesis, Mechanical Departemen, UOT, Canada.
7. Tulapurkara, Prof., 1998, *Airplane Design (aerodynamic), Chapter 5, Dept Aerospace Eng, IOT, Madras.*
8. Brady, Chris., 1999, Detailed Technical Data,<http://www.b737.org.uk/techspecs/detailed.html>, diakses 20 mei 2018
9. Torenbeek, E., 1982, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delt : Delft University Press.
10. Jenkinson, L., Simpkin, P., Rhodes, D., 1999, *Civil Jet Aircraft Design*, Penerbit Arnold : London.
11. Boeing Commercial Airplanes, 2013, Airplane Characteristic for Airport Planning, USA. <http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>, diakses 20 April 2018
12. Airbus, 2108, Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning, France.[http://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgroundrounders/techdata/aircraft\\_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320-Feb18.pdf](http://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/backgroundrounders/techdata/aircraft_characteristics/Airbus-Commercial-Aircraft-AC-A320-Feb18.pdf), diakses 16 April 2018.
13. \_\_\_\_\_, 2016, Structure Repair Manual, Boeing, USA