

## KONVERSI ENERGI TEKANAN PERMUKAAN AIRFOIL FLAP PESAWAT TERBANG SEPANJANG SPAN MENJADI BEBAN STRUKTUR

Tungga Bhimadi<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup> Teknik Mesin, Fakultas Teknik dan Informatika, Universitas Gajayana  
Jalan Mertojoyo Blok L. Merjosari Kotak Pos 252 Malang  
[\\*tunggabhimadi@yahoo.com](mailto:tunggabhimadi@yahoo.com) , [bhimaditungga@gmail.com](mailto:bhimaditungga@gmail.com)

### INTISARI

Latar belakang penelitian adalah terdapat tidak sedikit kebutuhan untuk mendapatkan beban pesawat saat terbang, yang diperoleh dari penjabaran beban aerodinamik sebagai beban angin. Salah satu kebutuhan tersebut adalah upaya mendapatkan beban nodal flap sesuai lokasi pada permukaan airfoil yang diinginkan. Bagaimana mendapatkan gaya nodal struktur flap dari prediksi beban angin sebagai energi tekanan pada permukaan flap pesawat terbang, merupakan tujuan penelitian dalam paper ini, agar struktur dapat dipertimbangkan aman atau tidak dari tinjauan faktor keamanan. Permukaan struktur merupakan skin dengan penguat yang dipasang pada bagian dalam. Penguat dipasang pada lokasi pertemuan yang memanjang dan melintang atau yang saling tegak lurus dari struktur airfoil flap. Dua kasus energi tekanan menjadi gaya nodal pada flap dengan penampang airfoil NACA, dianalisa. Harga dan lokasi resultan gaya nodal dan resultan gaya dari energi tekanan digunakan untuk analisa kelayakan dari dua konversi apakah gaya nodal dapat digunakan atau tidak. Kesimpulannya, konversi menjadi gaya nodal dapat diterima.

**Kata kunci:** airfoil, flap, nodal, span

### 1. PENDAHULUAN

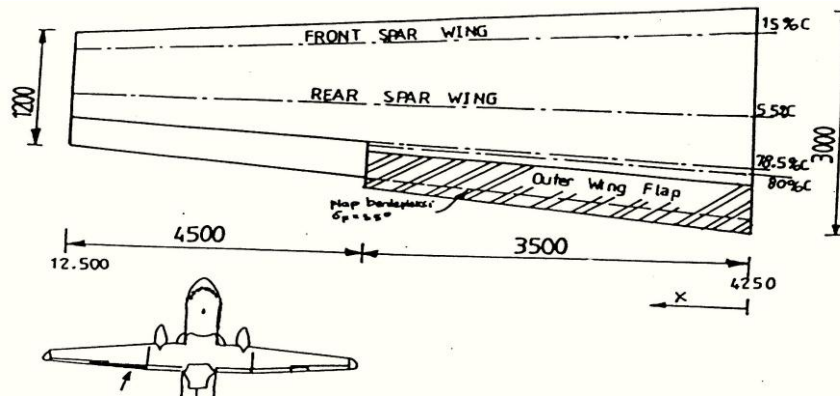
Angin bertiup dari tekanan tinggi ke tekanan rendah yang merupakan energi angin terbarukan dan terjadi secara mandiri. Inggris, Belanda, dan Nikaragua merupakan contoh negara yang berhasil melakukan konversi energi angin sebagai energi kebutuhan sehari-hari yang diperoleh dari operasional bangunan kincir-kincir raksasa. Hasil konversi energi angin antara lain adalah: energi kinetik untuk menggerakkan perahu layar, energi potensial untuk menaikkan air tanah ke permukaan, atau untuk mengetahui tekanan udara saat angin bergesekan dengan permukaan benda sebagai energi tekanan. Gesekan angin pada permukaan dapat terjadi dengan melewati benda pada udara yang relatif diam dengan kecepatan benda tertentu. Hal ini dilakukan misalnya oleh pesawat terbang untuk mendapat energi tekanan permukaan pada sayap sebagai bagian utama kontribusi gaya angkat pesawat.

Keseimbangan terbang pesawat merupakan syarat agar pesawat terbang pada lokasi sesuai yang dikehendaki untuk menghindari badai dan sampai tujuan. Desain sayap harus sesuai dengan kebutuhan energi tekanan yang dimanfaatkan, tidak terlalu banyak, atau tidak terlalu kurang. Penentuan kondisi sayap saat pesawat *take off* atau *landing* (mendarat) berbeda saat *cruising* (jelajah). Dua kondisi sebelumnya ini (*take off* atau mendarat), memerlukan tambahan gaya angkat akibat terbang dengan kecepatan rendah. Tambahan ini diperoleh dengan mengoperasikan *high lift device* (alat penambah gaya angkat) yang dipasang pada depan atau belakang sayap. Alat ini dioperasikan untuk menambah permukaan sayap.

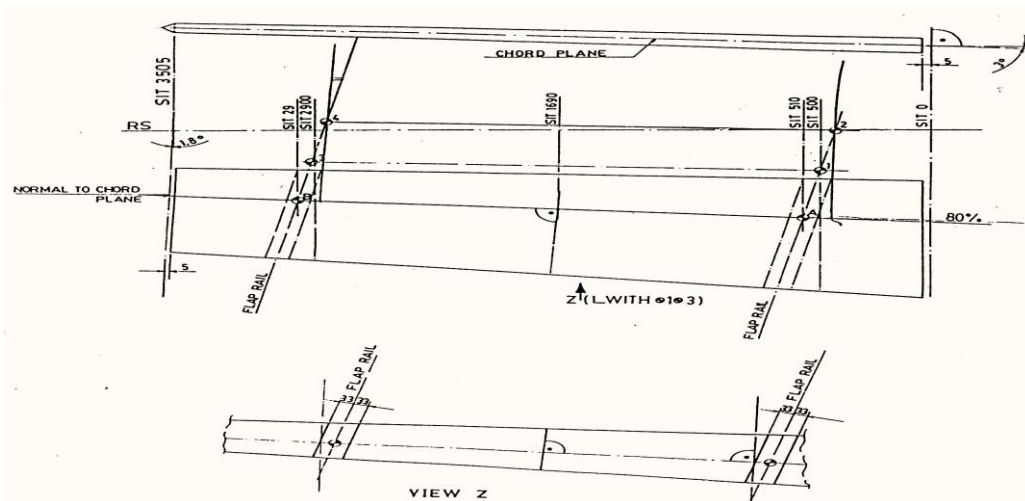
Flap merupakan salah satu jenis alat penambah gaya angkat yang terletak pada belakang sayap dan hanya dapat bergerak kebawah antara lain dengan *track* (rail penyearah) sesuai sudut flap yang diinginkan. Pesawat saat terbang jelajah maka posisi flat masuk dalam sayap. Struktur sayap begitu juga flap, mempunyai luasan penampang berbentuk airfoil. Lebar airfoil makin menjauhi badan pesawat (arah span flap) menjadi makin kecil. Konversi energi angin menjadi energi tekanan pada permukaan berbagai tipe dan index airfoil (misalnya NACA 65<sub>3</sub>218), sudah dilakukan penelitian dari berbagai bentuk airfoil sesuai kode NACA oleh (Abbott-Doenhoff, 1984).

Tekanan permukaan airfoil flap dapat dikonversikan menjadi beban nodal permukaan flap untuk analisa kekuatan struktur flap. Permukaan struktur merupakan skin dengan penguat yang dipasang pada bagian dalam. Penguat arah lebar airfoil merupakan lokasi pertemuan yang memanjang dan melintang atau yang saling tegak lurus sebagai lokasi beban nodal. Energi tekanan permukaan diubah menjadi beban nodal flap, dan beban nodal ditempatkan pada lokasi pertemuan

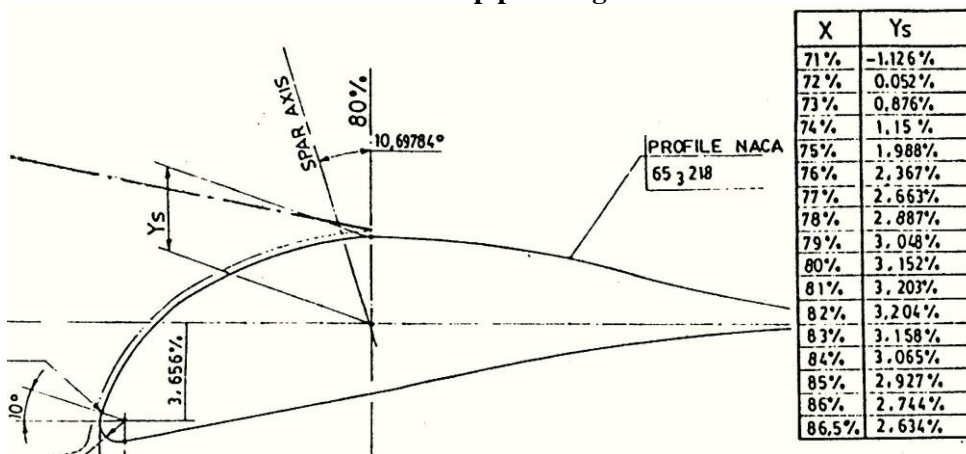
tersebut. Gambar-1 sampai gambar-4 diperoleh dengan penyederhanaan dari (Bhimadi, 1987). Gambar detail skala A0 dan yang lebih besar didapat dari (GWS Division, 1983). Referensi posisi x dan y<sub>s</sub> dalam tabel dengan prosentase sesuai yang dinyatakan dari (Abbott-Doenhoff, 1984).



Gambar 1. Posisi Outer Flap



Gambar 2. Flap pandangan atas



Gambar 3. Airfoil Flap

## 2. METODOLOGI

### 2.1 Pemilihan Beban Flap

Beban flap dipilih dari kombinasi beban pesawat yang dinyatakan sebagai *code of the load cases* (kode kasus beban). Beban flap diperoleh dari definisi sesuai (Iglesias, 1985). Kode kasus beban dinyatakan dalam delapan karakter unik untuk kondisi terbang dengan kode informasi, yang menunjukkan angka atau huruf berturut-turut mulai dari awal yaitu: 1.masa total pesawat, 2.terbang dengan load faktor tertentu, 3.kecepatan terbang, 4.manuver utama, 5.manuver tambahan, 6.dengan

atau tanpa gaya dorong dari engine, 7.ketinggian terbang, dan 8.terbang dengan bantuan *high lift devices* misalnya flap, (Iglesias, 1985).

Beban Flap pesawat ditentukan dari pemilihan beban maksimum dengan dasar pemilihan yaitu: perhitungan beban dengan metoda panel dengan asumsi tidak terjadi separasi dan kondisi aliran laminar, untuk kecepatan terbang yang sama maka beban flap maksimum sebanding dengan defleksi flap maksimum dan hal ini terjadi pada kondisi *Final Approach* (kondisi sebelum mendarat) dan mendarat, dan besar gaya angkat flap sebanding dengan besar kecepatan terbang pesawat. Jika ditinjau kecepatan pada *final approach* dan mendarat, maka kondisi *final approach* mempunyai kecepatan terbang lebih besar dari kondisi mendarat.

Dua kondisi *final approach* terjadi sebagai beban flap, sesuai (Iglesias, 1985), yaitu: kondisi *final approach* dengan *load factor* (skala beban) satu untuk ketinggian *sea level* (permukaan laut) dengan *gust* (gangguan angin) dalam arah horizontal kondisi defleksi (sudut) flap menjadi 35 derajat dan ada gaya dorong dari sistem propulsi sehingga kode kasus beban ini diberikan indeks 11FH6TOO, dan kondisi *final approach* dengan skala beban satu untuk ketinggian permukaan laut dan gangguan angin dalam arah horizontal untuk kondisi pesawat melakukan manuver tanpa gangguan angin dan ada gaya dorong sistem propulsi sehingga kode kasus beban ini diberikan indeks 11FS6TOO.

## 2.2 Sistem Koordinat Flap

Untuk menyatakan nodal flap yang juga sebagai lokasi beban, didefinisikan 3(tiga) sistem koordinat yaitu: koordinat flap, koordinat track, dan koordinat struktur. Track penyangga outer flap ada dua, sehingga koordinat vtrack identik ada dua. Koordinat struktur dipilih untuk track-1.

### 2.2.1 Koordinat Track

Bidang yang dibentuk oleh *chord* sayap sepanjang bentang adalah *Chord Wing Plane*. *Chord Wing Plane* juga bertindak sebagai *Chord Flap Plane* pada posisi flap tak berdefleksi. *Rail track* (alur penyearah) menempel *side wall track* sebagai *flap rail plane*. Penyearah mempunyai dua *flap rail plane* yang terdapat sebagai *side wall track*. *Flap rail plane* diasumsikan tegak lurus *chord flap plane* pada defleksi flap maksimum (35. derajat). Sebagai catatan, sudut antara kedua bidang tersebut pada keadaan flap tak berdefleksi adalah 89.47 derajat. Bentuk penyearah dibuat seperti parit. Model penyearah dalam bidang diasumsikan terletak pada bidang tengah kedua *flap rail plane*. Bidang ini dinyatakan sebagai bidang x-z sebagai koordinat track.

Lokasi salib sumbu koordinat *Track* (penyearah) ditentukan yaitu: sebagai titik-o yang merupakan titik perpotongan garis tegak lurus bidang basis penyearah yang melalui *fitting track* pada posisi terdekat dengan *rear spar* sayap dan titik-o ditempatkan pada basis track, sebagai sumbu-m yang merupakan garis perpotongan bidang basis track dengan bidang tengah antar flap dan rail, sebagai sumbu-oy yang merupakan garis yang dibuat tegak lurus *flap rail plane* dimana arah sumbu ini ditentukan positif ke depan (ke arah chord flap yang lebih kecil), sebagai sumbu oz merupakan garis tegak lurus basis track, arah positif ditentukan sesuai aturan tangan kanan ke atas.

### 2.2.2 Koordinat Flap

Koordinat flap dinyatakan disini adalah untuk posisi defleksi 35 derajat. Lokasi salib sumbu koordinat flap ditentukan, yaitu: sebagai titik-o adalah titik perpotongan bidang spar flap dengan *chord flap plane* dan ditempatkan pada bidang *closing rib flap* pangkal *outer wing*, sebagai sumbu-ox merupakan garis pada *flap chord line* yang menghubungkan antara titik-o dan ujung trailing edge flap dan arah positif ditentukan ke ujung trailing edge flap, sebagai sumbu-oy adalah garis yang tegak lurus sumbu-ox dan ditempatkan pada bidang spar flap, sebagai sumbu-oz merupakan garis yang saling tegak lurus kedua sumbu lainnya, arah positif mengikuti aturan tangan kanan.

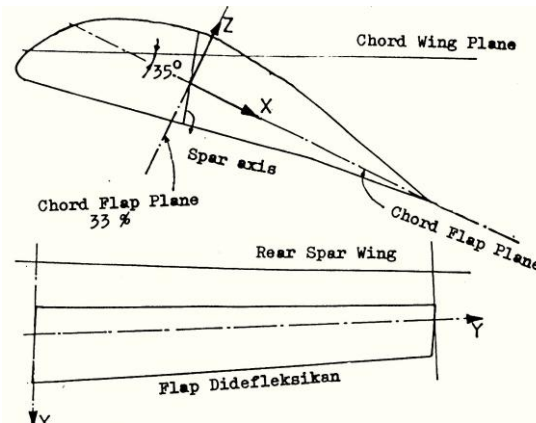
### 2.2.3 Koordinat Struktur

Koordinat track-1 (*track* dekat pangkal outer wing) dipilih sebagai koordinat struktur. Posisi relatif koordinat track kedua dan koordinat flap (sebagai koordinat lokal) dinyatakan dalam koordinat struktur dengan menambah jarak antar track sepanjang span flap.

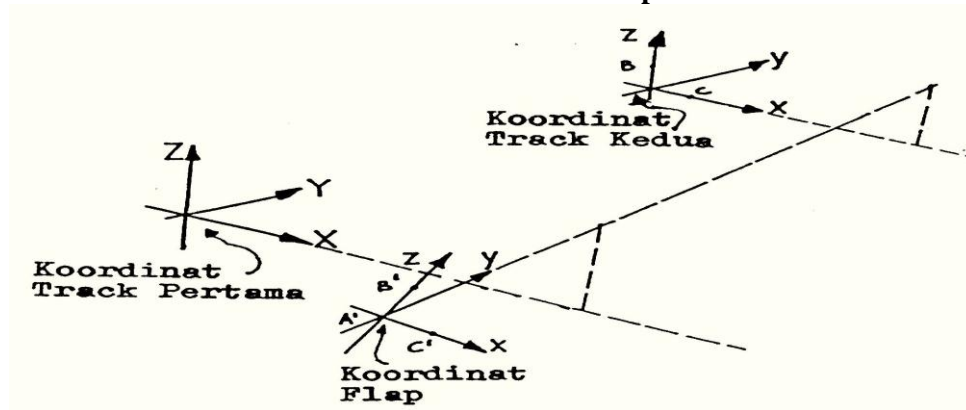
## 2.3 Penentuan Beban Nodal Model Flap

Konversi energi tekanan pada permukaan airfoil memberikan istilah baru sebagai beban aerodinamik. Beban aerodinamik flap dalam bentuk distribusi tekanan permukaan airfoil, disederhanakan menjadi beban nodal yang diletakkan pada titik simpul yang kita kehendaki dari model flap. Pada model flap ini, permukaan sepanjang span dari *spar flap* diidealisasikan dengan

tujuh nodal, sedang sepanjang permukaan profil flap diidealisasikan menjadi dua belas nodal. Beban nodal flap ditentukan berdasarkan perbedaan tekanan dinamik antara permukaan atas dan permukaan bawah.



Gambar 4. Koordinat flap



Gambar 5. Koordinat Struktur

### 2.3 Penentuan Beban Nodal Model Flap

Konversi energi tekanan pada permukaan airfoil memberikan istilah baru sebagai beban aerodinamik. Beban aerodinamik flap dalam bentuk distribusi tekanan permukaan airfoil, disederhanakan menjadi beban nodal yang diletakkan pada titik simpul yang kita kehendaki dari model flap. Pada model flap ini, permukaan sepanjang span dari *spar flap* diidealisasikan dengan tujuh nodal, sedang sepanjang permukaan profil flap diidealisasikan menjadi dua belas nodal. Beban nodal flap ditentukan berdasarkan perbedaan tekanan dinamik antara permukaan atas dan permukaan bawah.

Gaya angkat persatuan panjang span spar, persatuan panjang chord flap ( $L_n$ ) yang bekerja pada nodal profil terhadap sumbu x koordinat flap adalah:

$$L_n = c_p(x) \cdot q_\infty \cdot x \cdot \Delta x \tag{1}$$

Arti notasi persamaan-1 yaitu:  $c_p(x)$  adalah koefisien tekanan profil posisi tertentu pada permukaan airfoil,  $q_\infty$  merupakan harga tekanan dinamik aliran udara bebas,  $\Delta x$  sebagai hasil dari proyeksi penggalan garis lengkung permukaan profil airfoil pada sumbu-x koordinat flap, harga  $x$  tidak lain adalah posisi nodal gaya persatuan chord flap terhadap sumbu-x koordinat flap, dan  $L_n$  untuk dapat diartikan sebagai gaya pada struktur flap. gaya  $L_n$  dapat disebut gaya angkat arah normal persatuan luas. Gaya normal persatuan luas ini bekerja tegak lurus pada garis singgung lengkungan permukaan profil. Panjang penggalan garis lengkung permukaan profil ditentukan sebagai lengkungan yang menghubungkan antara titik tengah nodal yang berdekatan. Proyeksi panjang garis ini terhadap sumbu-x koordinat flap disebut  $\Delta x$ .

Gaya tahan persatuan panjang span, persatuan panjang chord yang searah chord flap ( $D_1$ ), dinyatakan sesuai persamaan sebagai berikut:

$$D_1 = c_p(z) \cdot q_\infty \cdot z \cdot \Delta z \quad (2)$$

Arti notasi persamaan-1 yaitu:  $\Delta z$  adalah proyeksi penggalan lengkungan permukaan profil terhadap sumbu-y koordinat flap,  $c_p(z)$  merupakan koefisien tekanan profil posisi sumbu koordinat flap,  $z$  merupakan posisi nodal gaya terhadap sumbu-z koordinat flap. Pemindahan distribusi gaya sepanjang spar menjadi gaya nodal dilakukan dengan integrasi luas trapezium bawah kurva gaya persatuan panjang.

Gaya nodal ini (dinotasikan  $F_s$ ) diubah sebagai gaya nodal profil flap dengan persamaan sebagai berikut:

$$L_{N1} = \frac{L_{n1}}{L_{tm}} F_s \quad (3a)$$

$$D_{L1} = \frac{D_{n1}}{L_{tm}} F_s \quad (3b)$$

Penjelasan notasi yang digunakan persamaan diatas yaitu,  $L_{tm}$  merupakan gaya total profil,  $L_N$  disebut gaya normal profil flap pada nodal-i ( $i=1$  sampai 12),  $D_L$  disebut gaya longitudinal profil flap untuk nodal ke-i.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Posisi nodal masing-masing ditentukan dari pengukuran gambar teknik. Setelah masing-masing lokasi koordinat didefinisikan, maka posisi relatif terhadap koordinat struktur diperoleh, dan dicantumkan pada tabel-1.

**Tabel 1. Posisi relatif koordinat lokal terhadap koordinat struktur**

Koord : Titik	x (cm)	y (cm)	z (cm)
Track-2	A	-0.151	240.114
	B	-0.151	240.114
	C	9.849	240.114
Flap:	A	107.0	-51.082
	B	120.0	-51.082
	C	120.0	-51.671

Harga riil beban konversi angin menjadi tekanan dilakukan dengan uji terowongan angin dan dilanjutkan dengan test statik terhadap model, mengikuti prosedur uji statik flap dari (Saiz, 1983). Hal ini dilakukan untuk mendapatkan rujukan gaya total dan lokasinya. Distribusi gaya total tersebut mengikuti distribusi tekanan pada permukaan airfoil. Hasil pendistribusian ini, tidak sama dengan harga gaya total rujukan,

Gaya total dari statik test ini diubah menjadi gaya nodal sepanjang permukaan flap dengan mengikuti aturan proporsional terhadap harga  $c_p$  pada permukaan tersebut. Rib merupakan pengaku yang dibuat sesuai bentuk airfoil dan ditempatkan searah kecepatan angin dalam flap. Permukaan profil airfoil lokasi rib ini, merupakan lokasi nodal beban. Sepanjang permukaan tersebut didefinisikan 12 nodal dengan mempertimbangkan kondisi manufaktur rib. Dengan menggunakan data distribusi  $c_p$  dari (Abbott-Doenhoff, 1984) dan gambar teknik masing-masing rib, diperoleh posisi nodal dan  $c_p$ . Tabel-2 menunjukkan harga  $c_p$  permukaan profil airfoil sesuai lokasi section.

Gaya total dari static test dan distribusi gaya total pada chord flap dari tes dalam terowongan angin, digunakan untuk mendapatkan lift (gaya angkat) dan drag (gaya tahan) pada setiap rib dengan mengguakan persamaan-1 sampai persamaan-3. Dengan menggunakan harga kecepatan landing Hasilnya dinyatakan pada tabel-3, dengan berapapun harga gaya total yang diperoleh, maka nilainya digunakan sebagai skala untuk mendapatkan gaya-gaya pada lokasi yang dipilih.

**Tabel 2. Koefisien tekanan dan posisinya pada airfoil**

Nodal	$c_p(x)$	$c_p(z)$	$\Delta x$	$\Delta z$
1	0	0.61005	0	0.036805
2	1.089151	0.201377	0.310528	0.038194
3	1.252241	0.231529	0.222222	0.027778
4	1.578417	0.291839	0.149306	0.024305
5	1.751341	0.323812	0.128472	0.026042
6	1.005038	0.185825	0.086806	0.010417
7	0.12845	0.131045	0.041677	0.076389
8	1.140345	1.00569	0.07639	0.086806
9	2.14756	1.139614	0.097222	0.0625
10	2.604655	0	0.215278	0.013889
11	1.537222	0.407159	0.152778	0.038194
12	0.545602	0.185705	0.267361	0.045139

Harga  $\Delta x$  dan  $\Delta z$  mengikuti tabel pada gambar-3

Gaya total dari static test dan distribusi gaya total pada chord flap dari tes dalam terowongan angin, digunakan untuk mendapatkan lift (gaya angkat) dan drag (gaya tahan) pada setiap rib dengan menggunakan persamaan-1 sampai persamaan-3. Dengan menggunakan harga kecepatan landing Hasilnya dinyatakan pada tabel-3, dengan berapapun harga gaya total diperoleh, angkanya digunakan sebagai skala untuk mendapatkan gaya-gaya pada lokasi yang dipilih.

**Tabel 3. Distribusi Gaya Total pada chord flap**

No. Nodal	11FH6TOO		11FS6TOO	
	L nodal (N)	D nodal (N)	L nodal (N)	D nodal (N)
1	0	-98.91	0	-81.91
2	1489.82	-33.88	1233.79	-28.06
3	1225.8	-28.33	1015.15	-23.46
4	1038.11	-31.24	859.71	-25.87
5	991.12	-37.14	820.79	-30.76
6	384.31	-8.53	318.26	-7.06
7	23.58	44.09	19.53	36.52
8	383.72	384.55	317.78	318.47
9	919.72	313.75	716.67	259.83
10	2465.99	0	2045.52	0
11	1034.53	68.5	856.75	-56.73
12	642.57	-36.92	532.1	-30.58
Resultan(N)	10603.28	398.94	8781.11	330.38
Total (N)	10610.79		8787.32	
Lokasi (y.m)	5.5875		5,732	

Gaya resultan sebenarnya sepanjang span flap, ditentukan dari distribusi  $c_p$  sepanjang span. Dengan menggunakan persamaan-1 sampai persamaan-3, harga beban approach dengan kondisi kecepatan 164 knot. harga  $q_\infty$  4.405 kN/m<sup>2</sup>, gust arah samping tanpa gaya dorong engine sesuai 11FS6TOO, atau gaya dorong engine 1475 kgf sesuai 11FH6TOO untuk kecepatan 150 knot dan harga  $q_\infty$  3.648 kN/m<sup>2</sup>, dinyatakan dalam tabel-4 sebagai rujukan (Saiz, 1983). Pendistribusian gaya total sepanjang span menjadi gaya nodal untuk setiap airfoil diperoleh dan ditabelkan pada tabel-4 dan tabel-5.

Arah gaya-L adalah vertikal dan arah gaya-D adalah horisontal, terhadap koordinat struktur. Harga gaya dari tabel-4 dan tabel-5 dapat digunakan untuk menentukan harga gaya total dan lokasinya. Hasil perhitungan gaya total ini, dibandingkan dengan harga gaya total pengamatan uji statik untuk mendapatkan apakah uraian gaya pada setiap nodal yang diperoleh sudah memenuhi syarat. Harga dan lokasi resultan gaya nodal dan resultan gaya dari energi tekanan, dicantumkan pada tabel-6 dan harga ini digunakan untuk analisa kelayakan dari dua konversi apakah gaya nodal dapat digunakan atau tidak.

**Tabel 4. Kode Kasus Beban 11FH6TOO, harga  $q_{\infty}$  3648. N/m<sup>2</sup> dan satuan gaya nodal .....x 10<sup>-2</sup> kN**

Airfoil ke-	L/D	Section 1	Section 2	Section 3	Section 4	Section 5	Section 6	Section 7
1	L	0	0	0	0	0	0	0
	D	-0.4894	-1.73	-2.1263	-2.1644	-1.6057	-1.608	-0.381
2	L	7.37134	26.063	32.028	32.6024	24.187	24.234	5.7391
	D	-0.1676	-0.593	-0.7284	-0.7414	-0.5501	-0.551	-0.135
3	L	6.06503	21.444	26.353	26.8248	19.9007	19.939	4.722
	D	-0.1405	-0.497	-0.609	-0.6213	-0.4609	-0.46	-0.109
4	L	5.13613	18.161	22.317	22.7174	16.8535	16.886	3.999
	D	-0.1546	-0.547	-0.6717	-0.6838	-0.5073	-0.508	-0.12
5	L	4.90385	17.339	21.307	21.6891	-16.096	16.122	3.818
	D	-0.1838	-0.65	-0.7986	-0.8129	-0.6031	-0.642	-0.143
6	L	1.90147	6.7231	8.2619	8.40994	6.23915	6.2513	1.4804
	D	-0.0422	-0.149	-0.1833	-0.1866	-0.1384	-0.138	-0.328
7	L	0.11667	0.4125	0.507	0.51605	0.38285	0.383	0.0908
	D	0.21817	0.7714	0.948	0.96496	0.71588	0.7172	0.1698
8	L	1.89858	6.7129	8.2494	8.39718	6.22968	6.241	1.4781
	D	1.90269	6.7274	8.2672	8.41536	6.24316	6.2554	1.4813
9	L	4.55058	16.09	19.772	20.1266	14.9315	14.96	3.5429
	D	1.55237	5.4887	6.7451	6.86591	5.09367	5.1036	1.2086
10	L	12.221	43.21	53.1	54.0518	40.0998	40.178	9.5149
	D	0	0	0	0	0	0	0
11	L	5.11864	18.098	22.639	22.639	16.7954	16.828	3.9852
	D	-0.3389	-1.198	-1.4727	-1.4991	-1.1121	-1.114	-0.263
12	L	3.1793	11.241	13.814	14.0616	10.432	10.452	2.4754
	D	-0.1827	-0.646	-0.7938	-0.8084	-0.5995	-0.6	-0.142

**Tabel 5. Kode Kasus Beban 11FS6TOO, harga  $q_{\infty}$  4405. N/m<sup>2</sup> dan satuan gaya nodal .....x 10<sup>-2</sup> kN**

Airfoil ke-	L/D	Section 1	Section 2	Section 3	Section 4	Section 5	Section 6	Section 7
1	L	0	0	0	0	0	0	0
	D	-0.64	-1.589	-1.889	-1.94	-1.827	-1.673	-0.519
2	L	9.565	23.939	28.451	29.15	27.52	25.194	7.8101
	D	-0.22	-0.544	-0.647	-0.63	-0.625	-0.573	-0.178
3	L	7.87	19.697	23.409	23.4	22.65	20.729	6.4261
	D	-0.18	-0.455	-0.541	-0.55	-0.527	-0.479	-0.148
4	L	6.665	16.681	19.825	20.26	19.18	17.555	5.4421
	D	-0.2	-0.502	-0.597	-0.61	-0.577	-0.528	-0.164
5	L	6.363	15.926	18.928	19.39	18.31	16.761	5.1958
	D	-0.24	-0.597	-0.709	-0.73	-0.686	-0.628	-0.195
6	L	2.467	6.1753	7.3391	7.519	7.1	0.499	2.0147
	D	-0.05	-0.136	-0.163	-0.17	-0.158	-0.144	-0.047
7	L	0.151	0.3789	0.4504	0.461	0.436	0.3988	0.1236
	D	0.283	0.7086	0.8421	0.863	0.815	0.7457	0.2312
8	L	2.464	6.1659	7.328	7.508	7.089	6.4891	2.0116
	D	2.469	6.1792	7.3439	7.524	7.104	6.5031	2.016
9	L	5.909	14.779	17.564	17.99	16.99	15.553	4.8215
	D	2.014	5.0415	5.9917	6.138	5.796	5.3058	1.6448
10	L	15.86	39.689	47.17	48.33	45.63	41.77	12.949
	D	0	0	0	0	0	0	0
11	L	6.642	16.623	19.757	20.24	19.11	17.495	5.4233
	D	-0.44	-1.101	-1.308	-1.34	-1.266	-1.158	-0.359
12	L	4.126	10.325	12.271	12.57	11.87	10.866	3.3686
	D	-0.24	-0.593	-0.705	-0.72	-0.682	-0.624	-0.194

**Tabel 6. Besar dan lokasi resultan gaya pada model flap  
Dari Saiz**

KASUS BEBAN	Lift (N)	Drag(N)	Posisi(m)	Cp(%)	RESULTAN (N)
1(11FH6TOO)	9698.219	551.896	5.57306	33.67	9713.91
2(11FS6TOO)	9661.613	537.2581	5.94122	33.669	9676.539

**Hasil Perhitungan**

KASUS BEBAN	Lift (N)	Drag(N)	Posisi(m)	Cp(%)	RESULTAN (N)
1(11FH6TOO)	10603.28	398.94	5.5875	38.88	10610.79
2(11FS6TOO)	8781.11	330.38	5.732	38.88	8787.323

Prosentase penyimpangan distribusi gaya terhadap gaya lift atau drag dari uji statik adalah: kasus 11FH6TOO untuk Lift 9.33 persen lebih besar dengan Drag 27.7 persen lebih kecil dan Resultan 9.23 persen lebih besar, kasus 11FS6TOO untuk Lift 9.11 persen lebih kecil dengan Drag 38.51 persen lebih kecil dan Resultan 9.19 persen lebih kecil. Prosentase penyimpangan untuk Drag lebih dari 10 persen tetapi kisaran harga <10 persen terhadap Lift. Semua prosentase penyimpangan ini dapat di toleansi.

Menentukan gaya nodal untuk analisa dari kekuatan struktur flap, merupakan langkah awal pelaksanaan redesain-produksi flap secara berulang, dengan jadwal yang tepat karena struktur flap sebagai bagian dari struktur sayap pesawat. Desain awal yang sudah menghasilkan 5(lima) pesawat prototip berdasar gambar detail dari *General Workshop Division* (divisi GWS). Langkah redesain-produksi untuk flap setelah penelitian ini selanjutnya adalah: pemeriksaan (kajian teoritis) kekuatan struktur flap terhadap kasus beban statik sesuai jenis beban nodal yang diperoleh. Kajian teoritis selanjutnya untuk struktur airfoil flap adalah analisa struktur terhadap beban: getaran, *fatigue* (fatik), dan *flutter*.

Kemudian sesuai syarat FAA, selain analisa teoritik, untuk flap dibutuhkan uji: statik struktur airfoil, statik komponen skin komposit honeycomp flap lokasi kritis, fatik beberapa fitting flap pada track, fatik screw jack track, operasi sistem flap, dan sistem anti es tempelan di trailing edge flap. Semua analisa dan uji flap ini, begitu juga untuk semua komponen pesawat lain, sudah dilakukan sesuai persyaratan FAA. Bahkan tahapan dan prosedur desain-produksi pesawat ini secara mandiri merupakan cikal bakal pembuatan pesawat terbang penumpang kapasitas yang lebih besar. Makalah ini awal penyajian penelitian yang akan disusul untuk penelitian selanjutnya, Karena bangsa Indonesia sudah berhasil mewujudkan pesawat yang lebih besar tersebut.

**4. KESIMPULAN**

Harga dan lokasi resultan gaya nodal, dari konversi energi angin berupa tekanan udara pada permukaan airfoil flap, dapat diterima untuk digunakan pada analisa keamanan struktur flap terhadap beban statis. Alasannya adalah tinjauan dari penyimpangan yang diperoleh, kurang dari 10 persen untuk Lift dan memberikan Drag relatif kecil dibanding Lift. Analisa kelayakan struktur flap masih ditinjau terhadap aspek teoritis maupun uji struktur yang merupakan domain penelitian selanjutnya.

**DAFTAR PUSTAKA**

Division, G., W., S., 1983, *Part Process Chard number 35-155 Serie*, Santoso, B. (ed.): *Technical Notes*, N/GWS/TN/83-04, IPTN, Bandung.

Bhimadi, T., 1987, *Geometri Flap Outer Wing CN-235-100*, *Technical Notes*, N/SA/TN/87-26, Maret 1987, IPTN, Bandung.

Abbott, L. H., C. T. Doenhoff, 1984, *Theory of Wing Section*, Vol. 5, Ed.3, Dover Publications Inc., New York,

Saiz, J. C., 1983, *Outer Flap Static Test*, *Technical Reports Doc.*, no.82-3223, Casa, Spanyol.

Iglesias, Q., V., 1985, *Miscellaneous Load Conditions*, *Technical Reports Doc.*, no.84-3106, Casa, Spanyol.