

# RANCANGAN KAPAL UDARA (AIRSHIP) UNTUK VIDEO MONITORING DARI UDARA

Sugiarmadji HPS, Setiadi, RobertusHeruT., Ediwan  
Peneliti Pusat Wahana Teknologi Dirgantara

## ABSTRACT

Remotely controlled non-rigid helium airship type is chosen in airship design criteria for video monitoring. The design consists of airship dimensions and volume determination, maximum take of weight (MTOW) and W (Weight empty + Payload) calculations, weight and structures analysis, airship stabilization analysis, airship guidance systems, power plant system, position monitoring system, material and process, and payload systems. Here, Helium gas will be filled for generating a lift that is equal to the weight of the displaced air.

An Airship Demonstrator Model LPN-01 is built to represent the design results. The model has length of  $L = 8.5$  m and 2.2 m diameter, so that the envelope volume is of  $20 \text{ m}^3$ . This Demonstrator Model will be used for studying capability or performance of airship, especially on ascent and descent maneuver, airship's stability, position monitoring and payloads.

## ABSTRAK

Dalam kriteria Rancangan Kapal Udara (Airship) untuk video-monitoring dari udara dipilih tipe "remotely controlled non-rigid helium airship". Rancangan yang dilakukan meliputi penentuan dimensi dan volume kapal udara, pemitungan MTOW (Maximum Take Off Weight) dan W (berat kosong + muatan), analisis berat dan kekuatan struktur, analisis stabilisasi kapal udara, sistem kendali kapal udara, sistem daya, sistem monitoring posisi, material dan proses pembuatan serta muatan yang akan dibawa. Di sini gas yang akan digunakan adalah Helium yang berfungsi untuk menghasilkan gaya angkat, yang besarnya sama dengan berat udara yang dipindahkan.

Untuk mewujudkan hasil rancangan kapal udara ini telah dibuat suatu Model Demonstrator Airship LPN-01 dengan panjang  $L = 8,5$  m dan diameter  $D = 2,2$  m. sehingga diperoleh volume badan kapal (envelope) sebesar  $20 \text{ m}^3$ . Model Demonstrator ini digunakan untuk mengkaji kemampuan atau kinerja kapal udara dalam pengendalian naik-turun, cruising, stabilisasi kapal udara. monitoring posisi di udara dan membawa muatan yang disesuaikan dengan misi yang direncanakait

## 1. PENDAHULUAN

Satu-satunya wahana yang sekarang ini dipunyai dan efektif digunakan oleh aparat kepolisian lalu-lintas untuk melakukan monitoring kondisi trafik dari udara adalah dengan helikopter. Namun karena jumlahnya terbatas dan biaya operasionalnya cukup tinggi, maka penggunaan helikopter inipun sering dibatasi untuk saat-saat tertentu saja.

Penggunaan wahana jenis lain untuk monitoring dari udara, sebagai alternatif dari penggunaan helikopter ini, merupakan suatu hal yang sudah lama menarik para peneliti dan inovator teknologi kedirgantaraan. Salah satu jenis wahana yang bisa digunakan untuk memenuhi keperluan monitoring dari udara tersebut dan harganya relatif cukup murah adalah kapal udara (Airship).

Kapal udara merupakan pesawat bermesin yang lebih ringan dari pada pesawat terbang. Kapal udara ini memperoleh gaya angkat dari adanya gas (umumnya digunakan Helium) yang memberikan gaya angkat/apung. Untuk gerakan maju digunakan suatu engine, yang berfungsi juga untuk mengontrol arah gerakan kapal udara tersebut.

Dilihat dari sejarah perkembangannya, wahana kapal udara merupakan wahana untuk transportasi udara paling tua yang dikembangkan sebelum pesawat terbang dikenal oleh manusia, yaitu yang dikenal dengan nama Zeppelin (terbang perdana tahun 1900). Kemajuan dalam teknologi aeronotika dan astronomika telah menghasilkan dampak yang bermanfaat untuk teknologi lainnya. Faktor aerodinamik dan sistem pengendalian & stabilitas dapat dimanfaatkan guna pengembangan perfonnansi dari kapal

udara. Demikian juga kemajuan teknologi material dan proses, avionik, telemetri, engine, dan sebagainya dewasa ini banyak dimanfaatkan untuk meninjau pengembangan rancang bangun kapal udara generasi baru, sehingga dapat diperoleh suatu hasil rancangan yang optimal.

Perancangan yang dilakukan di sini bertujuan untuk mendapatkan hasil rancangan kapal udara yang optimal, semurah mungkin, mudah diproduksi di dalam negeri, dan dapat digunakan untuk membawa muatan berupa wireless video-camera guna monitoring dari udara pada ketinggian tertentu, seperti misalnya kondisi trafik/lalu-lintas jalan raya, kumpulan manusia, monitoring daerah banjir, dan sebagainya. Di samping itu, kapal udara juga bisa dimanfaatkan untuk membawa kamera photo guna pemotretan dari udara, membawa iklan suatu produk industri dan sebagainya.

## 2. PENENTUAN MAXIMUM TAKE OF WEIGHT (mOW) DAN BERAT MUATAN

Besarnya MTOW dari kapal udara dapat dihitung dari berat udara yang dipindahkan oleh kapal udara tersebut, dan dapat ditulis sebagai

$$MTOW = \rho_{ud} \cdot Vol \cdot g \quad (\text{Newton}) \dots \dots \dots (2-1)$$

**Keterangan :**

- Vol = volume badan kapal (envelope) dari kapal udara (m<sup>3</sup>)
- g = gravitasi (m/det<sup>2</sup>)
- $\rho_{ud}$  = massa jenis udara =  $p_{ud} / (R_{ud} \cdot T_{ud})$  (kg/m<sup>3</sup>)
- $R_{ud}$  =  $R / M_{ud}$  (J/kg<sup>o</sup>K)
- R = konstanta gas universal
- $M_{ud}$  = berat molekul udara
- $T_{ud}$  =  $T_o - h \cdot B$  (°K)
- B = faktor penurunan temperatur
- h = ketinggian tempat dari permukaan laut (sea level)
- $T_o$  = temperature udara pada permukaan laut
- $p_{ud}$  = tekanan udara, yang besarnya dihitung dari persamaan (2-2)

$$p_{ud} = p_o \left( 1 - \frac{Bh}{T_o} \right)^{\frac{g}{RB}} \quad (\text{Pa}) \dots \dots \dots (2-2)$$

**Keterangan :**

$p_o$  = tekanan udara pada permukaan laut

Dengan asumsi  $T_{gas} = T_{ud}$ , berat gas yang diisikan ke dalam kapal udara dapat dihitung sebagai :

$$W_{gas} = Vol_{gas} \rho_{gas} g \quad (\text{Newton}) \dots \dots \dots (2-3)$$

**Keterangan :**

$Vol_{gas}$  = volume gas yang diisikan ke dalam kapal udara (m<sup>3</sup>)

$$\rho_{gas} = \frac{P_{gas}}{R_{gas} \cdot T_{gas}} \quad (\text{kg/m}^3) \dots \dots \dots (2-4)$$

$$R_{gas} = \frac{\bar{R}}{M_{gas}} \quad (\text{J/kg}^o\text{K}) \dots \dots \dots (2-5)$$

Besarnya harga W ( $W_{kosong} + \text{muatan}$ ) dapat dihitung sebagai :

$$W = MTOW - W_{gas} \quad (\text{Newton}) \dots \dots \dots (2-6)$$

Tabel 2-1 menunjukkan hasil perhitungan besarnya MTOW kapal udara dengan menggunakan gas Helium untuk volume badan kapal  $Vol = 20 \text{ m}^3$ . Untuk lokasi pada ketinggian permukaan laut sampai dengan ketinggian 700 m diperoleh :

MTOW : 213,04 ~ 227.13 Newton  
 $W_{kosong} + \text{muatan}$  : 181.2 ~ 195.75 Newton

Dengan mengetahui besarnya  $W_{kosong}$  dari struktur kapal udara, maka besarnya berat muatan yang dapat dibawa oleh kapal udara dapat ditentukan. Untuk  $W_{kosong}$  sekitar 160 Newton, berat muatan yang bisa dibawa adalah  $W_{muatan} = 22 \sim 36$  Newton

Tabel 2-1 : PERHITUNGAN MTOW KAPAL UDARA

Volume Kapal Udara = 20 m<sup>3</sup> ; Gas yang digunakan : Helium (HJ)

H	T <sub>ud</sub>	P <sub>ud</sub>	P <sub>ud</sub>	P.*	MTOW	W
(m)	(°K)	Pa (N/m <sup>2</sup> )	(kg/m <sup>3</sup> )	(kg/m <sup>3</sup> )	(Newt)	(Newt)
0	305	101330	1.157648	0.159961	227.1306	195.7463
50	304.675	100763.5	1.152404	0.160132	226.1017	194.6838
100	304.35	100199.5	1.147178	0.160303	225.0763	193.6249

150	304.025	99638.08	1.14197	0.160474	224.0544	192.5694
200	303.7	99079.21	1.13678	0.160646	223.0361	191.5175
250	303.375	98522.89	1.131608	0.160818	222.0214	190.469
300	303.05	97969.1	1.126454	0.16099	221.0102	189.4239
350	302.725	97417.84	1.121318	0.161163	220.0025	188.3824
400	302.4	96869.09	1.1162	0.161336	218.9984	187.3442
450	302.075	96322.84	1.1111	0.16151	217.9977	186.3095
500	301.75	95779.1	1.106017	0.161684	217.0006	185.2783
550	301.425	95237.84	1.100953	0.161858	216.007	184.2504
600	301.1	94699.06	1.095906	0.162033	215.0168	183.226
650	300.775	94162.75	1.090877	0.162208	214.0301	182.2049
700	300.45	93628.91	1.085866	0.162383	213.0469	181.1873
750	300.125	93097.51	1.080872	0.162559	212.0671	180.173
800	299.8	92568.57	1.075896	0.162735	211.0908	179.1622
850	299.475	92042.06	1.070938	0.162912	210.118	178.1546
900	299.15	91517.97	1.065997	0.163089	209.1486	177.1505
950	298.825	90996.31	1.061073	0.163266	208.1826	176.1497
1000	298.5	90477.06	1.056167	0.163444	207.22	175.1522

Keterangan :  $V = 20 \text{ m}^3$   
 $T_o = 32^\circ \text{ C} = 305^\circ \text{ K}$   
 $P_o = 101330 \text{ Pa}$   
 $P_{\text{gas}} = 101330 \text{ Pa}$   
 $B = 0.0065 \text{ }^\circ\text{K/m}$

$R_{\text{udara}} = 286.9865$   
 $R_{\text{gas}} = 2076.942$   
 $R = 8.314$   
 $M_{\text{gas}} = 4.003$

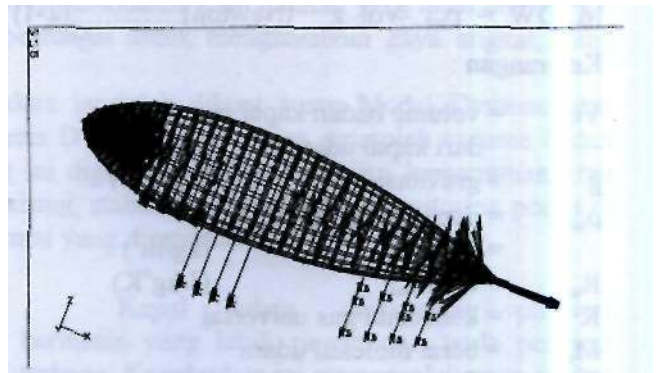
### 3. PERHITUNGAN KEKUATAN STRUKTUR KAPAL UDARA

Kekuatan struktur komponen-komponen utama dari kapal udara, seperti badan kapal (envelope), sirip, dan gondola, dihitung dengan membuat pemodelan FEM (Finite Element Methods) dari masing-masing komponen tersebut. Kemudian dengan bantuan perangkat lunak yang berbasis Finite Element Methods, analisis tegangan statik pada struktur komponen kapal udara dapat dilakukan.

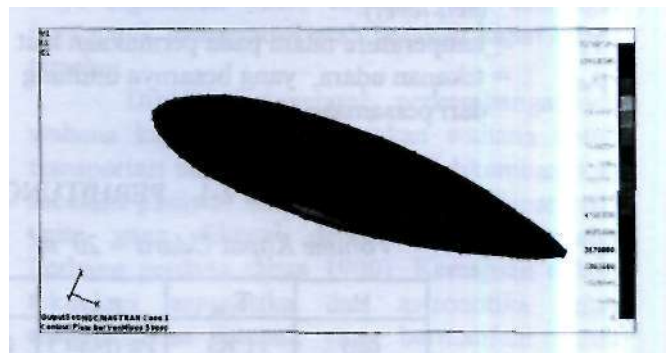
#### 3.1 Struktur Badan Kapal

Beban yang terjadi pada struktur badan kapal terdiri dari berat gondola beserta isinya, berat sirip, gaya dorong dari sistem daya, dan berat badan kapal sendiri. Berat gondola dengan isinya diperkirakan sebesar 84 Newton, berat keempat sirip 14 Newton, besarnya gaya dorong 222,72 Newton per engine, dan berat badan kapal sendiri sebesar 64,4 Newton.

Hasil pemodelan FEM struktur envelope adalah seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 3-1. Hasil analisis tegangan yang terjadi pada struktur badan kapal seperti yang terlihat dalam Gambar 3-2. Tegangan statik von Mises maksimum yang terjadi sebesar  $\sigma_{Maks} = 9,17 \text{ MPa}$ .



Gambar 3-1: Pemodelan FEM struktur badan kapal; 896 elements, 858 nodes

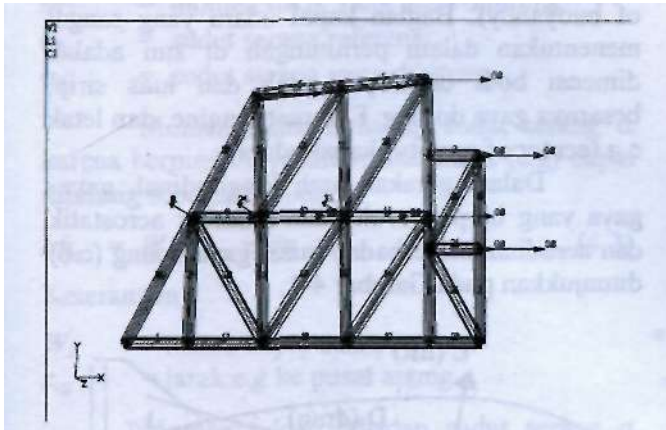


Gambar 3-2: Hasil analisis tegangan statik pada struktur badan kapal

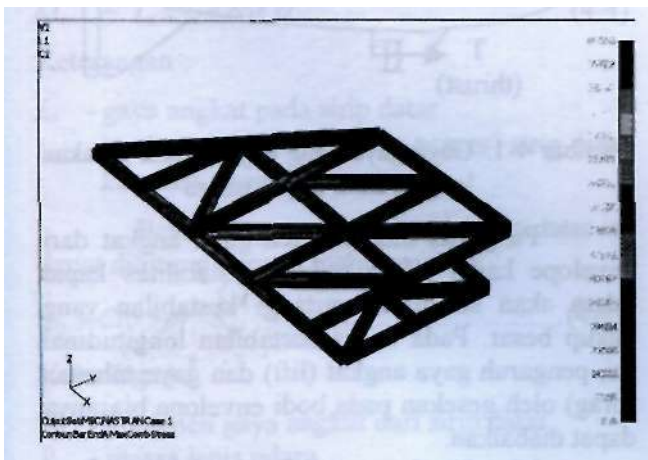
### 3.2 Struktur Sirip

Struktur sirip dibagi menjadi 2 bagian, yaitu fin stabilizer dan rudder, di mana masing-masing struktur dianalisis secara terpisah.

Struktur fin stabilizer ini merupakan bagian rigid dari kapal udara. Struktur ini dibuat seseringan mungkin untuk menghindari kelebihan berat pada kapal udara. Bentuk dan struktur keempat fin stabilizer dibuat persis sama, terdiri dari rangka kayu balsa dan kulit dari bahan monokote film yang dapat melekat pada kayu balsa, sehingga dihasilkan bentuk profil pada fin stabilizer. Untuk memudahkan perhitungan dan pembuatannya, bentuk penampang fin stabilizer diambil konstan (pelat datar). Pemodelan dari struktur fin stabilizer seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 3-3. Hasil perhitungan tegangan statik ini seperti yang terlihat pada Gambar 3-4. Tegangan statik von Mises maksimum yang terjadi sebesar  $CT_{VMmaxS} = 1,48$  MPa.



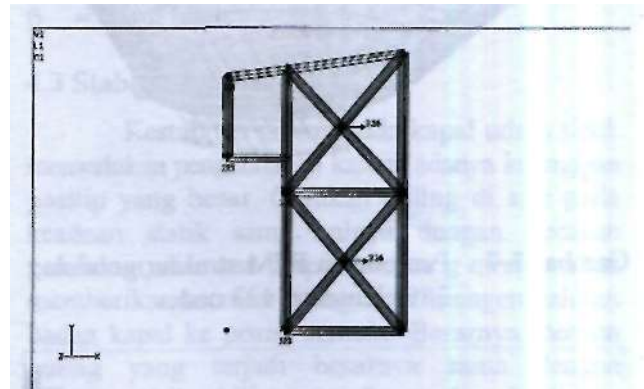
Gambar 3-3 : Pemodelan FEM struktur fin stabilizer; 32 elements, 17 nodes



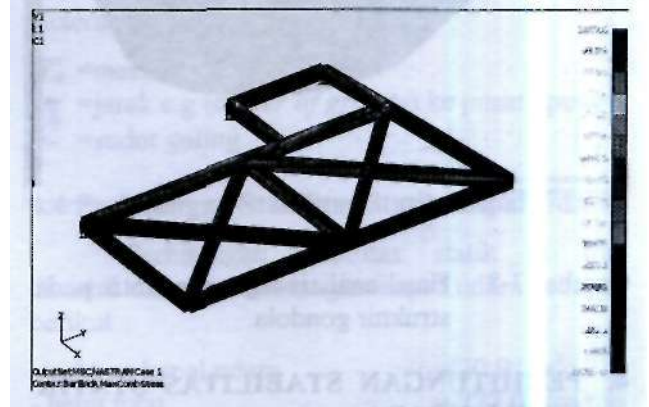
Gambar 3-4 : Hasil analisis tegangan statik pada struktur fin stabilizer

### 3.3 Struktur Rudder

Struktur dan bentuk rudder untuk sirip-ekor atas dan bawah juga dibuat dari rangka kayu balsa dan monokote film untuk lapisan luarnya, sehingga diperoleh struktur yang seringan mungkin, akan tetapi tetap berfungsi sebagai sistem kendali. Pemodelan dari struktur rudder seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 3-5. Hasil perhitungan analisis tegangan statik terlihat pada Gambar 3-6. Tegangan statik von Mises maksimum yang terjadi sebesar  $CT_{VMmax} = 1,68$  MPa.



Gambar 3-5 : Pemodelan FEM struktur rudder; 21 elements, 11 nodes

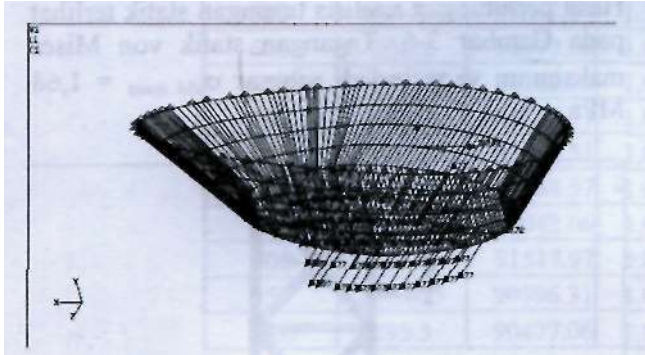


Gambar 3-6 : Hasil analisis tegangan statik pada struktur rudder

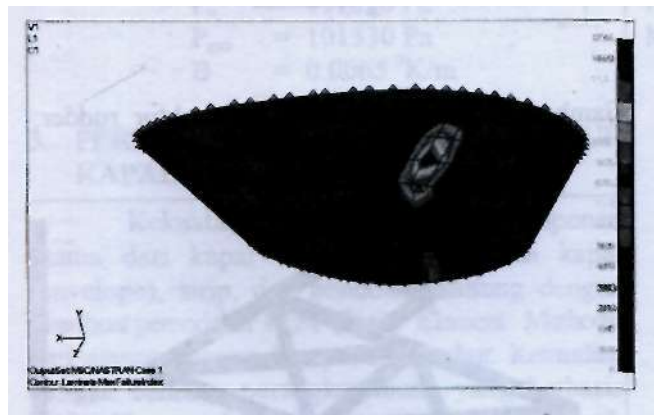
### 3.4 Struktur Gondola

Struktur gondola akan menahan beban antara lain : - berat kedua *ducted propeller* dan *engine* (diperkirakan 22 Newton), tangki dan bahan bakar (15 Newton), muatan (19.6 Newton), dan berat dari strukturnya sendiri. Diperkirakan berat keseluruhan beban adalah 60 Newtons. Besarnya beban karena thrust dari engine 222.72 Newton per engine. Struktur gondola di sini

dipilih bentuk monocoque dan terbuat dari bahan fiberglass agar mendapatkan konstruksi yang ringan mungkin. Pemodelan FEM struktur gondola ditunjukkan dalam Gambar 3-7. Hasil analisis stress pada struktur gondola terlihat dalam Gambar 3-8. Tegangan statik von Mises maksimum yang terjadi sebesar  $\sigma_{Mmaks} \sim 35.263$  Pa.



Gambar 3-7 : Pemodelan FEM struktur gondola; 389 elements, 423 nodes.



Gambar 3-8 : Hasil analisis tegangan statik pada struktur gondola.

#### 4. PERHITUNGAN STABILITAS STATIK KAPAL UDARA

Salah satu aspek penting yang harus diperhitungkan dalam melakukan suatu perancangan kapal udara adalah stabilitas kapal udara. Suatu kapal udara dapat dikatakan stabil statik apabila kapal udara tersebut mendapat gangguan dari luar, baik karena adanya gaya-gaya maupun momen yang terjadi akibat perubahan sudut serang-  $\alpha$ , sudut toleh-  $\beta$  dan sudut guling-  $\phi$ , kapal udara akan cenderung kembali ke keadaan semula. Hal ini bisa diperoleh kapal udara apabila turunan momen yang terjadi terhadap sudut serang ( $dM/da$ ) sudut

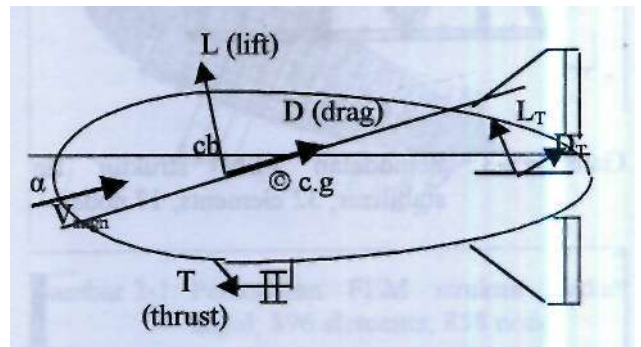
toleh ( $dM/d\beta$ ) dan sudut guling ( $dM/d\phi$ ) berharga negatif.

Dalam perancangan stabilitas kapal udara di sini dibatasi hanya untuk kestabilan-statik saja, di mana kapal udara dianggap sebagai benda kaku (rigid body), sehingga tidak ada penambahan besarnya sudut  $\alpha$  yang bisa memberikan penambahan gaya angkat (lift). Perhitungan kestabilan statik akan dilakukan untuk gerakan dalam arah longitudinal dan lateral.

#### 4.1 Stabilitas Statik Longitudinal

Kondisi terbang tunak (stasioner), kesetimbangan dipengaruhi oleh gaya aerodinamika (L-gaya angkat, D-gaya tahanan,  $L_r$  - gaya angkat pada ekor, dan  $D_T$  - gaya tahanan pada ekor), gaya aerostatika dan gaya dorong propulsi. Kestabilan yang akan dihitung adalah stabilitas statik dalam arah longitudinal, arah lateral dan arah guling terhadap pusat gaya apung c.b (center of buoyancy). Bagian kapal udara yang sangat menentukan dalam perhitungan di sini adalah dimensi bodi envelope, letak dan luas snip, besarnya gaya dorong  $T$  (thrust) engine, dan letak eg (center of gravity) kapal udara.

Dalam gerakan arah longitudinal, gaya-gaya yang berpengaruh pada moment aerostatik dan aerodinamik terhadap pusat gaya-apung (c.b) ditunjukkan pada Gambar 4-1.



Gambar 4-1: Gaya-gaya yang terjadi pada gerakan longitudinal kapal udara

Pengaruh momen oleh gaya angkat dari envelope kapal udara terhadap stabilitas kapal udara akan selalu mengurangi kestabilan yang cukup besar. Pada kasus kestabilan longitudinal ini, pengaruh gaya angkat (*lift*) dan gaya tahanan (*drag*) oleh gesekan pada bodi envelope biasanya dapat diabaikan.

Max Munk memberikan formulasi untuk suatu bodi yang diputar, bahwa momen tukik terhadap sudut serang  $\alpha$  merupakan fungsi dari

volume dan tekanan dinamik (Perkins and Hage), dan dituliskan sebagai

$$\left(\frac{dM}{d\alpha}\right) = \frac{(\text{volume})}{28.7} q(K_2 - K_1) \dots\dots\dots(4-1)$$

Keterangan :

(K2-K1) =faktor koreksi yang besarnya tergantung pada harga panjang/diameter (*fineness*) ratio.

Q =tekanan dinamik (=0.5 ρV<sup>2</sup>)

ρ =massa jenis udara

V =kecepatan aliran udara

Dengan mengintegrasikan persamaan (4-1), diperoleh persamaan :

$$M_2 - M_1 = \frac{\text{volume}}{28,7} (K_2 - K_1) q(\alpha_2 - \alpha_1) \dots\dots\dots(4-2)$$

Keterangan :

M<sub>1</sub> = momen tukik yang diketahui pada α<sub>1</sub>

M<sub>2</sub> = momen tukik yang akan dihitung

α<sub>1</sub> = sudut serang referensi

α<sub>2</sub> = sudut serang yang dihitung

Momen tukik terhadap sudut serang α karena berpindahnya titik-pusat masa (c.g) dapat dihitung sebagai berikut

$$M_{cg} = W_A \times z_{cg} \times \sin \alpha \dots\dots\dots(4-3)$$

Keterangan :

W<sub>A</sub> = massa kapal udara

z<sub>cg</sub> = jarak c.g ke pusat apung

Momen tukik terhadap sudut serang α karena sirip-datar (horizontal tail) besarnya dapat ditentukan oleh :

$$M_t = L_t \times l_t \times \cos \alpha \dots\dots\dots(4-4)$$

Keterangan :

L<sub>t</sub> - gaya angkat pada sirip datar

l<sub>t</sub> - jarak a.c (aerodynamics center) sirip datar ke pusat apung

Besarnya gaya angkat pada sirip datar ini dapat dihitung dengan menggunakan

$$L_t = Cl 0.5 \rho V^2 S_{sd} \dots\dots\dots(4-4)$$

Keterangan :

Cl - koefisien gaya angkat dari sirip datar

P - massa jenis udara

V - kecepatan udara

S<sub>sd</sub> - luas sirip datar

## 4.2 Stabilitas Lateral (Yawing)

Pada gerakan arah lateral, gaya-gaya yang berpengaruh terhadap pusat gaya-apung (*center of buoyancy*) akibat sirip-tegak dari airship. Momen toleh yang terjadi dapat dituliskan sebagai

$$M_{11} = L_{\beta} \cdot l_{\beta} \cdot \cos \beta \dots\dots\dots(4-6)$$

Keterangan

L<sub>β</sub> = gaya angkat pada sudut β nol

l<sub>β</sub> = jarak a.c sirip tegak ke pusat apung (c.b)

β = sudut toleh

## 4.3 Stabilitas Guling

Kestabilan guling pada kapal udara tidak memerlukan pengendalian karena adanya ketinggian positip yang besar. Gerakan guling di sini pada keadaan statik sama halnya dengan gerakan pendulum, di mana perpindahan c.g *airship* akan memberikan momen yang akan mengembalikan badan kapal ke posisi semula. Besarnya momen guling yang terjadi besarnya sama dengan momen tukik akibat gaya berat, dan dituliskan sebagai

$$M_{roll} = W_A \times z_{cg} \times \sin \phi \dots\dots\dots(4-7)$$

Keterangan :

W<sub>A</sub> =massa kapal udara.

z<sub>cg</sub> =jarak c.g (*center of gravity*) ke pusat apung

φ =sudut guling.

## 4.4 Perhitungan Stabilitas Statik Kapal Udara

Perhitungan stabilitas statik di sini diambil data dari rancangan kapal udara sebagai berikut

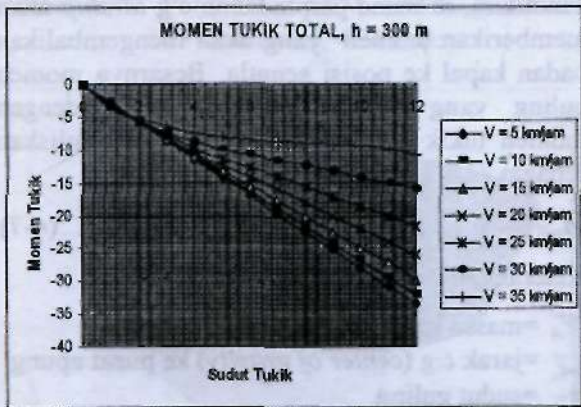
- volume kapal udara	= 20,0 m <sup>3</sup>
- berat total	= 227,0 Newton
- luas sirip-tegak ( <i>vertical tail</i> )	= 1,10275 m <sup>2</sup>
- luas sirip-datar ( <i>horizontal tail</i> )	= 1,10275 m <sup>2</sup>
- jarak a.c sirip tegak ke pusat gaya apung (c.b)	= 4051 mm
- jarak a.c sirip datar ke pusat gaya apung (c.b)	= 4051 mm
- fineness ratio (L/D)	= 3,84
- letak z <sub>c.g</sub> kapal udara	= 720 mm

Untuk kondisi tidak ada gaya dorong dari engine, dengan menggunakan persamaan (4-3) sampai dengan persamaan (4-5), besarnya momen tukik total yang terjadi pada titik apung (c.b) akibat gaya apung envelope, sirip datar dan

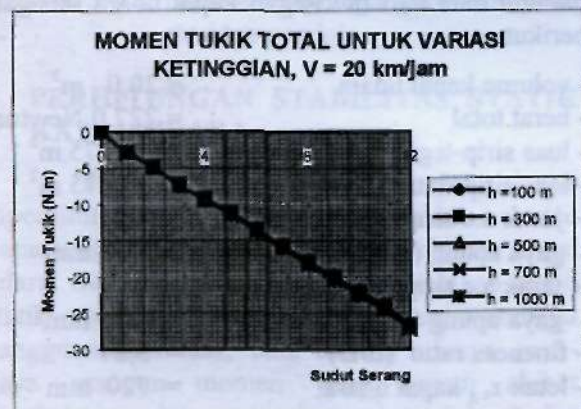
perpindahan eg kapal udara terhadap berbagai sudut serang  $\alpha$  seperti yang terlihat dalam Gambar 4-2. Gambar 4-3 menunjukkan harga momen tukik total terhadap berbagai sudut serang  $\alpha$  untuk berbagai ketinggian terbang pada kecepatan terbang  $V = 20$  km/jam.

Besarnya momen toleh karena sirip-tegak (*vertical tail*) dapat dihitung dengan menggunakan persamaan (4-6). Gambar 4-4 menunjukkan harga momen toleh karena sirip-tegak terhadap berbagai sudut toleh  $\beta$  untuk ketinggian terbang  $h = 300$  m. Hasil perhitungan momen toleh terhadap sudut toleh- ( $\beta$ ) untuk berbagai ketinggian terbang pada  $V = 20$  km/jam seperti dalam Gambar 4-5.

Dengan menggunakan persamaan (4-7), besarnya momen guling akibat perpindahan eg kapal udara terhadap sudut guling- ( $\phi$ ) seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 4-6.



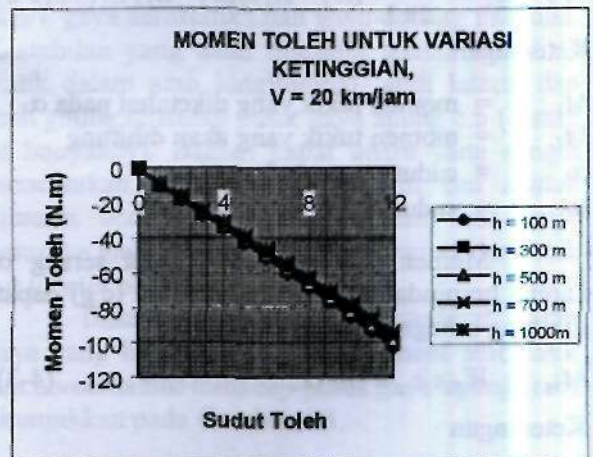
Gambar 4-2: Harga momen tukik total terhadap berbagai sudut serang  $\alpha$ ,  $h = 300$  m



Gambar 4-3: Harga momen tukik total terhadap berbagai sudut serang  $\alpha$ ,  $V = 20$  km/jam



Gambar 4-4: Harga momen toleh terhadap berbagai sudut toleh  $\beta$ ,  $h = 300$  m



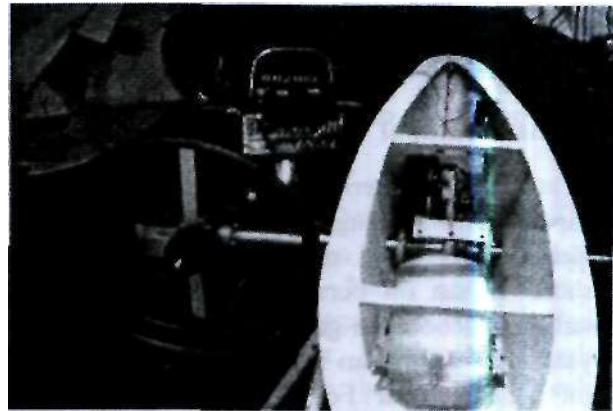
Gambar 4-5: Harga momen toleh terhadap berbagai sudut toleh  $\beta$ ,  $V = 20$  km/jam



Gambar 4-6 : Harga momen guling terhadap berbagai sudut guling  $\phi$ ,  $h = 300$  m



Gambar 4-7 : Harga momen guling terhadap berbagai sudut guling  $\phi$ ,  $V = 20$  km/jam



Gambar 4-8: Sistem Daya dan Swivelled Mechanism

### 5. SISTEM DAYA DAN SWIVELLED MECHANISM

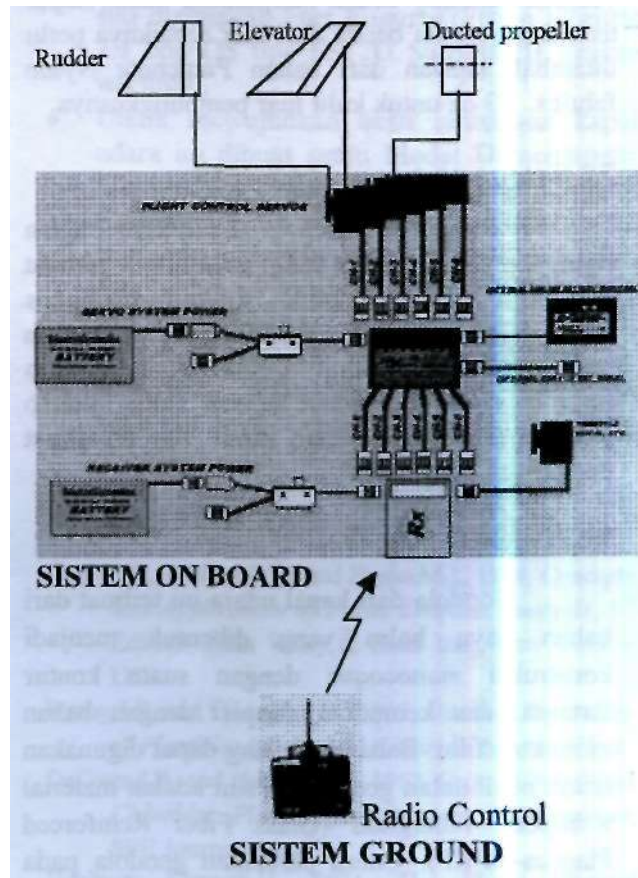
Fungsi sistem daya bagi kapal udara adalah untuk memberikan gaya dorong serta kendali directional (yaw) dan longitudinal (pitch) pada waktu gerakan manuver dari airship, yaitu tahanan, jelajah, turunan dan belok. Dua buah unit engine akan dipasang pada sisi kiri dan kanan gondola kapal udara. Di sini fungsi sistem daya akan dibagi menjadi tiga bagian, yaitu

- a) Penggerak (driver)
- b) Thrust provider
- c) Kendali sikap kapal udara

Dua macam komponen penggerak yang mungkin dipakai pada kapal udara yakni *fuel engine* dan *electric engine*. Di sini dipilih menggunakan fuel engine jenis piston engine 2.1 bhp OS tipe FS120 Surpass ID Engine w/Pump. Untuk kontrol gas (throttle) engine digunakan motor servo tipe Profi mc/V2. *Thrust provider* yang dipilih kapal udara adalah fix pitch propeller ukuran 12,5 x 8. Dasar pertimbangan dari pemilihan subsistem ini adalah harga dan kemampuan berintegrasi dengan sistem kendali attitude longitudinal kapal udara. Kendali directional dicapai dengan membuat perbedaan gaya dorong pada engine kiri dan kanan. Kendali longitudinal dibuat dengan mengubah vektor gaya dorong pada bidang x-z. Pada sistem propeller, perubahan vektor ini dilakukan dengan memutar seluruh powerplant unit (swivelled mechanism system). Gambar 4-8 menunjukkan sistem daya dan *swiveled mechanism* yang digunakan. Sistem transmisi daya, motor servo dan tangki bahan bakar disimpan di dalam Gondola.

### 6. SISTEM KENDALI ELEKTRONIK

Sistem kendali elektronik kapal udara di menggunakan sistem kontrol elektronik yang biasa dipakai pada pesawat *aeromodeling*. Gerakan bidang kendali pada Rudder, Elevator dan Sistem Swivelled Mechanism dikendalikan dengan menggunakan sebuah Radio Control minimal 6 channel. Gambar 4-9 menunjukkan sistem pengendalian elektronik yang digunakan.



Gambar 4-9 : Sistem Kendali Elektronik



## 7. MATERIAL KOMPONEN UTAMA KAPAL UDARA

### 7.1 Badan Kapal

Bahan material untuk pembuatan badan kapal yang berfungsi untuk menyimpan gas Helium dari kapal udara adalah 4 Mill PVC sheet. Bahan ini bersifat heliumproof (mampu terhadap kebocoran gas Helium). Bahan sejenis yang bisa digunakan untuk pembuatan *envelope* ini adalah Mylar Foil 1.1 oz. Namun karena susah diperoleh di pasaran dan harganya relatif lebih mahal, maka bahan ini tidak digunakan.

PVC (Polyvinyl Chloride) *sheet* merupakan bahan baku yang sekarang ini banyak dipakai untuk pembuatan badan kapal berbagai non-rigid Airship, karena selain tahan terhadap kebocoran gas Helium, bahan ini cukup fleksibel (plastisizer yang tinggi), tahan terhadap panas dari sinar matahari, rasio kekuatan terhadap berat yang tinggi, kedap air, tahan korosi, sifat-sifatnya tidak cepat berubah untuk periode yang lama, dan mudah untuk diproses menjadi bentuk-bentuk yang diinginkan. Untuk melindungi badan kapal terhadap goresan benda dari luar sebaiknya perlu ditambah lapisan dari bahan Parachute Nylon fabrics, 1.3 oz untuk kulit luar pembungkusnya.

### 7.2 Sirip

Keempat buah Sirip merupakan bagian rigid dari kapal udara yang strukturnya terbuat dari kayu balsa. Kemudian struktur dibungkus dengan bahan monokote film, sehingga mendapatkan bentuk profil pada sirip. Untuk perekatan sirip pada *envelope* digunakan lapisan bahan Velcro yang dipasang pada badan kapal dan diperkuat dengan tali pengaman.

### 7.3 Gondola

Gondola dari kapal udara ini terbuat dari bahan kayu balsa yang dibentuk menjadi konstruksi *monocoque* dengan suatu kontur tertentu, dan kemudian dilapisi dengan bahan monokote film. Bahan lain yang dapat digunakan untuk pembuatan gondola di sini adalah material Komposit Fiberglass (Glass Fiber Reinforced Plastics-GFRP). Untuk perekatan gondola pada badan kapal digunakan lapisan bahan Velcro yang dipasang pada badan kapal dan diperkuat dengan tali pengaman..

## 8. MUATAN

Untuk dapat melakukan video-monitoring dari udara muatan (payload) yang perlu dibawa adalah berupa Wireless Video Camera, yang dipasang pada suatu dudukan yang dapat diputar (tilt system). Kamera ini umumnya diletakkan pada tempat khusus yang disediakan di badan kapal (di depan Gondola). Untuk dapat diterima di layar monitor, gambar hasil video ini dipancarkan melalui sebuah Video Sender dalam frekuensi VHF atau UHF. Penerimaan hasil monitoring dapat dilihat langsung pada Monitor TV atau CCD monitor. Gambar 8-1 memperlihatkan salah satu contoh Wireless Video-Camera yang bisa dipasang pada kapal udara.



Gambar 8-1 : Contoh Wireless Video Camera

## 9. ANALISA HASIL RANCANGAN KAPAL UDARA

Analisis kekuatan struktur kapal udara yang dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak berbasis Metoda Elemen Hingga dapat memberikan hasil yang cukup teliti, akurat dan cepat, sehingga hasil rancangan struktur ini dapat lebih optimal. Kunci yang penting dalam melakukan analisis di sini adalah pada waktu pembuatan pemodelan FEM dari komponen-komponen struktur kapal udara tersebut. Dari hasil analisis kekuatan struktur ini dapat ditunjukkan bahwa bahan-bahan yang digunakan untuk pembuatan semua komponen struktur kapal udara cukup aman terhadap beban yang terjadi.

Dalam perhitungan momen tukung pada kapal udara dalam arah gerakan longitudinal terlihat bahwa kestabilan kapal udara menjadi tidak stabil setelah kecepatan melebihi  $V = 35$  km/jam. Hal ini disebabkan harga momen tukung paling dominan ditentukan oleh ukuran sirip datar (horizontal fin stabilizer). Namun karena kapal udara dirancang untuk terbang-jelajah (cruising) pada kecepatan  $V = 20$  km/jam, jadi

geometri sirip datar yang dipilih sudah cukup untuk mengatasi gangguan yang mungkin terjadi. Selain itu juga, agar kapal udara mudah untuk melakukan manuver yang diinginkan.

Selanjutnya, untuk mengkaji kestabilan-siatik kapal udara ini perlu dilakukan kajian-parametrik terhadap konfigurasi sirip-datar tersebut, yaitu terhadap efek perubahan pada dimensi *tip-chord*, *root-chord* dan span sirip-datar. Kaji-parametrik ini nantinya dapat digunakan sebagai acuan untuk melakukan perubahan geometri jika diperlukan untuk mendapatkan kestabilan yang lebih baik atau perubahan > aug disebabkan tuntutan kompromi dengan aspek perancangan yang lain, seperti berat keseluruhan struktur kapal udara, sistem pengendalian, material bahan, dan sebagainya.

Pemilihan sistem daya dengan menggunakan *Fuel Engines* ini sebenarnya lebih kompleks untuk penanganannya, terutama dalam pengisian bahan bakar, serta perlu *engine starter* dan pemantik busi setiap menjalankan *engines*. Penyetelan busi dan gas (*throttle engine*) harus tepat agar terjadi pembakaran di *engines*. Sedangkan untuk *Electric engines* hanya diperlukan penggantian baterai dan pengisian-ulang isi baterai setiap 15-20 menit terbang. Juga, pada waktu terbang untuk keperluan tertentu (*hovering*) *engines* bisa dimatikan dari bawah dan dihidupkan kembali dengan mudah. Hanya saja untuk *electric engines* ini harganya jauh lebih mahal, dan untuk besar daya yang sama *electric engines* akan lebih berat dibandingkan dengan *fuel engines*.

Penggunaan bahan PVC untuk badan kapal akan memberikan berat struktur yang lebih besar dibandingkan apabila menggunakan bahan *Mylar Foil*. Namun karena bahan *Mylar Foil* ini lebih sulit didapat di pasaran dan harganya jauh lebih mahal, maka bahan lembaran PVC ini yang dipilih.

## 10. KESIMPULAN

Dari hasil perancangan kapal udara untuk video monitoring dari udara dapat ditarik beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- Dalam perancangan Kapal Udara untuk video monitoring dari udara ini rancangan kapal udara yang dipilih adalah *remotely controlled non-rigid helium airship* yang akan mampu membawa beban muatan sebesar 30 - 36 Newtons. Kapal udara dirancang mempunyai dimensi panjang  $L = 8,5$  m dan diameter  $D =$

2,2 m, sehingga diperoleh *volume envelope* sebesar 20 m<sup>3</sup>.

- Hasil perhitungan MTOW (*Maximum Take Off Weight*) dengan bahan gas Helium untuk *volume envelope*  $V = 20$  m<sup>3</sup> ini sebesar 227,13 Newtons pada permukaan laut dan 221,01 Newtons pada ketinggian 300 m.
- Dari analisis tegangan statik dengan menggunakan perangkat lunak yang berbasis *Methoda Elemen Hingga* pada struktur Badan Kapal, Fin Stabilizer, Rudder dan Gondola menunjukkan bahwa bahan masih cukup aman terhadap beban yang terjadi.
- Perhitungan stabilisasi statik pada Kapal Udara yang dirancang (untuk  $V < 40$  km/jam) menunjukkan harga turunan dari momen torsi terhadap sudut serang, momen torsi terhadap sudut toleh, dan momen guling terhadap sudut guling semua berharga negatif, berarti kapal udara cukup mempunyai kestabilan statik terhadap gangguan yang terjadi.
- Untuk sistem daya kapal udara yang bisa digunakan ada dua macam, yaitu Fuel Engine dan Electric Engine. Dalam perancangan di sini digunakan Fuel Engines (*Piston Engines 2.1 bhp OS tipe FS120 Surpass III Engine w/Pump*).
- Untuk mewujudkan hasil rancangan kapal udara ini dibuat suatu Model Demonstrator (*Technology Demonstrator*) kapal udara (Gambar 10-1) guna menunjukkan kemampuan atau kinerja kapal udara. Untuk memperoleh data teknologi subsistem-subsistem yang ada dan unjuk-kerja kapal udara. Model Demonstrator perlu menjalani uji-darat dan uji-terbang sebanyak mungkin, sehingga informasi semua manuver yang dimungkinkan dilakukan dapat terekam datanya.

## DAFTAR RUJUKAN

- Cook,R.D., Malkns.D.S., andPfcshaMI-. 1984. *Concepts and Application of Finite Element Analysis*. 3<sup>rd</sup> Edition, John Wiley & Sons Inc., New York - USA.
- Darby,J.R. and Graham,P.R, 1962, *Outdoor Durability ofPlasticued Polyvinyl Chloride*, *Modern Plast*
- DeCoste,J.B., and HanserULR, 1962, *Colored Pofy(Vinyl Chloride) Plasties for Outdoor Applications*, *SPE Journal*, 18,431.
- Huebuer, Kertneth,R, 1974, *The Finite Element Methods for Engineers*, John Wiley & Sons Inc. New York.

- LNyomanOkaY.danMahardiSadono, 1992, *Perancangan Awal Baton Udara*, Tugas Perancangan Pesawat, Teknik Penerbangan ITB.
- Logan.D.L.. 1992, *A First Course in the Finite Element Methods*, 2<sup>nd</sup> Edition, PWS-KENT Publishing Co., Boston.
- Orem,J.R, and Scars,J.K., 2000, *Flexible Poly (Vinyl Chloride) for Long Outdoor Life*, Monsanto Chemical Co., StLouis, Missouri 63166.
- Perkins and Hage, *Airplane Performance Stability and Control*, p.226
- Pcpper,D.W.,and Heinrich, J.C., 2000, *The Finite Element Method: Basic Concepts and Applications*, Hemisphere Publishing Co., WashingtonPhiladelphia-London.
- Roland Escher, *RC Airship F A Q.*, 1995-2000, [www.MyAirsliip.com](http://www.MyAirsliip.com)
- Torenbcek.E. 1982, *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University, Delft.
- MSC/Nastran for Windows, Installation and Application Manual*, 1982,Version 4.5, The Mac.Ncal Schwendler Co.



Gambar 10-1 : Model Demonstrator Airship LPN-01 sedang menjalani uji-terbang perdana di Rumpin, tanggal 27 November 2002.