

RANCANG BANGUN MODEL WAHANA *HOVERWING* XHW-1

Taufiq Mulyanto dan Digit Mitra Baruna

Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, ITB

e-mail: taufiq.mulyanto@ae.itb.ac.id

Diterima 5 September 2011; Disetujui 29 November 2011

ABSTRACT

Hoverwing craft is a combination of hovercraft and WiSE-craft. Hoverwing craft operation has transition phase from air cushion lift to aerodynammic lift, and vice versa. A Hovering model, named XHW-1, was designed and built to understand further the design problem related to this kind of vehicle and to observe the transition phase. To simplify construction, manufacture and testing, but without reducing the uniqueness of the vehicle, the model was designed to be operated on a flat surface. The design considered hovercraft related aspect and aircraft aspect as well. The configuration chosen was monohull. The model weight 755 gr, has 1.2 m wing span, and 20 x 30 cm air cushion. Preliminary test showed that air cushion could function properly and that model could reach 3 m/s forward speed.

Keywords: *Hoverwing, Hovercraft, WiSE-craft, Design, Model build*

ABSTRAK

Wahana *Hoverwing* merupakan perpaduan antara wahana *hovercraft* dengan wahana *WiSE-craft*. Pada wahana *Hoverwing* terjadi fase transisi atau fase peralihan dari fase *hover* menggunakan gaya angkat bantalan udara ke fase terbang *airborne* murni menggunakan gaya angkat aerodinamik yang dihasilkan oleh sayap, dan sebaliknya. Sebuah model *hoverwing* XHW-1 dirancang bangun untuk dapat mengetahui lebih jauh mengenai permasalahan perancangan wahana *hoverwing* dan untuk dapat mengamati fenomena fase transisi ini. Untuk memudahkan konstruksi, pembuatan dan pengujiannya, namun tanpa menghilangkan kekhususan dari wahana ini, maka model dirancang untuk diterbangkan di atas permukaan lantai datar. Model dirancang dengan memperhatikan pertimbangan perancangan *hovercraft* dan pesawat terbang. Konfigurasi yang dipilih adalah konfigurasi *monohull*. Model memiliki berat 755 gr dengan panjang span sayap 1,2 m dan ukuran bantalan udara 20 x 30 cm. Pengujian model menunjukkan bahwa bantalan udara dapat bekerja dengan baik dan model dapat melaju dengan kecepatan sekitar 3 m/s.

Kata kunci: *Hoverwing, hovercraft, WiSE-craft, perancangan, wahana model*

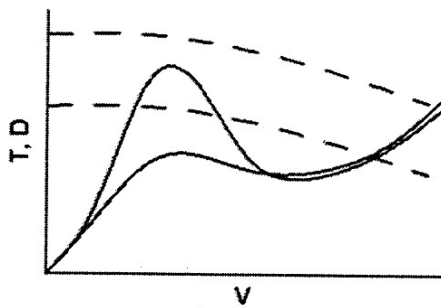
1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Wahana *Wing in Surface Effect* (*WiSE-craft*) dirancang untuk beroperasi di permukaan air. Pada waktu lepas landas, *WiSE-craft* akan bersentuhan dengan permukaan air dan menimbulkan gaya hambat hidrodinamika yang meningkat secara tajam seiring dengan bertambahnya kecepatan hingga mencapai *hump speed*. Kondisi ini menyebabkan daya yang diperlukan oleh *WiSE-craft* pada saat lepas landas

menjadi sangat besar, namun kelebihan daya tersebut tidak dapat digunakan untuk meningkatkan kecepatan terbang *WiSE-craft* karena batasan kestabilan wahana [Aubin, Stephan, 2001]. Untuk mengurangi kebutuhan daya ini, gaya hambat hidrodinamika yang terjadi perlu dikurangi. Gambar 1-1 mengilustrasikan kondisi tersebut [Tim *WiSE LPPM-ITB*, 2005]. Garis solid memperlihatkan gaya hambat total dan garis putus-putus memperlihatkan gaya dorong tersedia. Garis solid yang lebih landai memperlihatkan bagaimana pengurangan gaya

hambat hidrodinamik saat lepas landas dapat mengurangi kebutuhan gaya dorong secara keseluruhan.

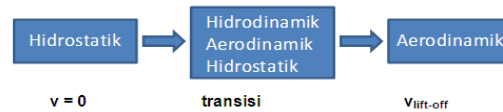


Gambar 1-1: Kurva skematik gaya hambat dan gaya dorong terhadap kecepatan

1.2 Hoverwing

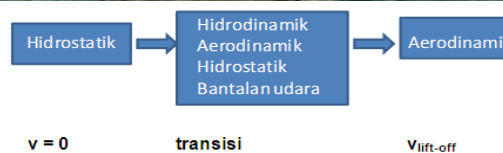
Konsep *hoverwing* digunakan untuk mengurangi gaya hambat hidrodinamika saat WISE-craft lepas landas dari permukaan air. Prinsip kerja dari wahana *hoverwing* adalah menciptakan bantalan udara di antara wahana dengan permukaan air di bawahnya untuk mengurangi hingga menghilangkan kontak lambung wahana dengan air, sehingga mengurangi gaya hambat hidrodinamika. Wahana *hoverwing* merupakan perpaduan antara wahana *hovercraft* dengan WISE-craft. Prinsip *hovercraft* adalah menciptakan bantalan udara di antara wahana dan permukaan sehingga wahana melayang akibat gaya angkat yang dihasilkan bantalan udara. Sementara pada WISE-craft, gaya angkat dihasilkan oleh gaya aerodinamika yang bekerja pada sayap.

Untuk mempermudah analisis, fase transisi *hoverwing* ditentukan sebagai fase ketika gaya angkat dari bantalan udara mulai berkurang/bertambah seiring perubahan kecepatan dan ketinggian wahana terhadap permukaan, dan digantikan oleh gaya angkat aerodinamik dari sayap yang bertambah/berkurangnya kecepatan wahana. Fase transisi diawali saat wahana melayang murni menggunakan gaya angkat bantalan udara dan diakhiri fase ketika wahana melayang murni menggunakan gaya angkat aerodinamik sayap dan sebaliknya.



Gambar 1-2: WISE craft dan skema transisinya

Setidaknya ada dua konfigurasi *hoverwing* yang dapat digunakan: katamaran dengan dua lambung kembar dan *monohull* dengan satu lambung. Ilustrasi wahana dan skema transisi WISEcraft dan *hoverwing* ditampilkan pada Gambar 1-2 sampai dengan Gambar 1-4.



Gambar 1-3: *Hoverwing* konfigurasi katamaran dan skema transisinya (foto: se-technology.com)



Gambar 1-4: *Hoverwing* konfigurasi *monohull* dan skema transisinya (foto: thefutureofthing.com)

1.3 Tujuan dan Batasan Perancangan

Sebuah model *hoverwing* yang diberi nama XHW-1 dirancang bangun untuk dapat mengetahui lebih jauh mengenai desain wahana *hoverwing* dan untuk dapat mengamati fenomena fase transisi. Untuk memudahkan konstruksi, pembuatan dan pengujiannya, namun tanpa menghilangkan kekhususan dari wahana ini, maka model dirancang untuk diterbangkan di atas permukaan lantai datar. Model dirancang dengan memperhatikan pertimbangan perancangan *hovercraft* dan pesawat terbang.

Mengingat terbatasnya literatur mengenai *hoverwing* dan fase transisinya, model wahana *hoverwing* dibuat dengan persyaratan perancangan sederhana, yaitu panjang span sayap sama atau kurang dari 1,2 m agar dapat dioperasikan di dalam ruangan dan menggunakan 2 buah sistem propulsi yang terpisah dalam menghasilkan gaya dorong dan menciptakan bantalan udara. Dua buah sistem propulsi diperlukan untuk meniadakan keterkaitan antara keduanya dan mempermudah pengamatan fase transisi.

Model juga dirancang agar mudah dibuat, memiliki kecepatan terbang serendah mungkin, serta jarak sayap sedekat mungkin dengan permukaan untuk mendapatkan pengaruh *surface effect*.

2 PERANCANGAN KONSEPTUAL

Perancangan konseptual dilakukan dengan menyusun berbagai aspek operasional dan konstruksi yang akan mempengaruhi rancangan serta memadukannya dengan pengetahuan prinsip-prinsip perancangan pesawat terbang dan *hovercraft*.

2.1 Sistem Propulsi

Untuk membuat model wahana yang ringan dengan prestasi memadai diputuskan memakai motor listrik *brushless* dan baterai lithium polymer sebagai sistem propulsi. Wahana

Hoverwing XHW-1 memiliki dua buah sistem propulsi masing-masing untuk memutar *propeller* menghasilkan gaya dorong dan untuk memutar *fan* menciptakan bantalan udara. *Propeller* sebagai gaya dorong ditempatkan di depan-atas *fuselage* utama sedangkan *fan* bantalan udara ditempatkan tepat di tengah *fuselage* utama berhimpit dengan titik pusat gravitasi (CG). Dua buah sistem propulsi tersebut ditenagai oleh sebuah baterai lithium polymer 11,1 volt.

2.2 Sayap

Kecepatan terbang rendah dapat diperoleh dengan membuat wahana dengan harga *wing loading* yang rendah. Untuk mencapai harga *wing loading* rendah, maka wahana harus ringan dan memiliki sayap yang relatif luas. Diperlukan konsep konstruksi dan pemilihan material yang tepat agar kompromi tersebut dapat dicapai.

Sayap wahana model dipilih berbentuk *rectangular* dengan panjang *span* 1,2 m, sudut *swept* 0°. Harga aspek rasio dipilih sama dengan 4, sehingga panjang *chord* sayap adalah 0,3 m.

Letak sayap dibuat sedekat mungkin dengan permukaan untuk mendapatkan pengaruh efek permukaan. *Airfoil* sayap dipilih jenis Clark Y mengacu pada desain WiSE-8 [Tim WiSE LPPM-ITB, 2005]. Clark Y merupakan *airfoil* yang memiliki kontur permukaan bawah yang relatif datar sehingga cocok untuk digunakan pada wahana yang memanfaatkan *surface effect*.

2.3 Fuselage

Fuselage utama model *Hoverwing* XHW-1 merupakan tempat pemasangan sistem bantalan udara, komponen serta sistem-sistem lainnya. Pada struktur utama ini akan bertumpu sayap, *tail boom*, sistem propulsi, roda pendarat, bantalan udara dan sistem radio kontrol. Untuk dapat menumpu semua beban ini, maka struktur *fuselage* utama perlu dibuat dengan konstruksi dari material yang relatif kuat. Bagian tengah struktur

fuselage utama akan memiliki lubang untuk *intake* bantalan udara. Penempatan sayap pada *fuselage* utama memperhitungkan letak titik CG yang berhimpit tepat di tengah-tengah *fuselage* utama, yaitu pada 25% dari *chord* sayap. Bentuk *fuselage* bagian belakang berupa dua buah pipa silinder berbahan serat karbon dengan konfigurasi *double tailboom*, Struktur *tailboom* harus kuat, ringan, dan cukup kaku untuk penempatan ekor horizontal dan ekor vertikal.

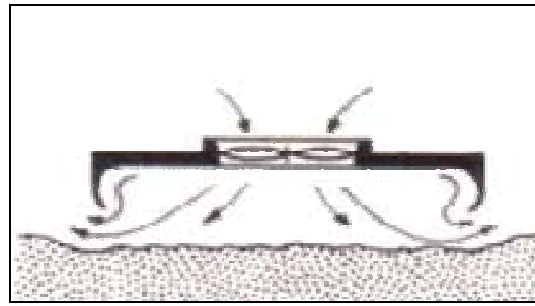
2.4 Ekor Horizontal dan Vertikal

Ekor horizontal dan ekor vertikal dirancang memiliki ukuran total yang cukup besar agar memiliki koefisien volume ekor CVT dan CHT cukup besar. Konfigurasi dan konstruksinya harus dibuat sedemikian rupa sehingga kuat dan ringan sehingga tidak terlalu menggeser letak titik berat ke belakang. Solusi konfigurasi yang dipilih adalah konfigurasi T-tail ganda. Konfigurasi ini selain ringan juga menambah kekakuan bidang ekor serta memudahkan pemasangan servo untuk bidang-bidang kendali. Untuk memudahkan pembuatannya, namun tetap sesuai dengan fungsinya, maka ekor horizontal dan ekor vertikal menggunakan penampang *airfoil* pelat datar.

2.5 Bantalan Udara dan Roda Pendarat

Bantalan udara model *Hoverwing* XHW-1 dipilih konfigurasi yang sederhana, yaitu *plenum chamber* seperti diilustrasikan pada Gambar 2-1. Sistem ini dipilih untuk menyederhanakan proses perancangan dan pembuatannya. *Plenum chamber* adalah sistem bantalan udara dimana udara bertekanan ditiupkan langsung ke dalam rongga di bawah wahana sebagai bantalan lancar. Udara akan mengalir melewati celah antara permukaan bawah dinding rongga dengan permukaan. Kelemahan dari sistem *plenum chamber* adalah kecenderungan

mengalami *pressure loss* sehingga kurang stabil.

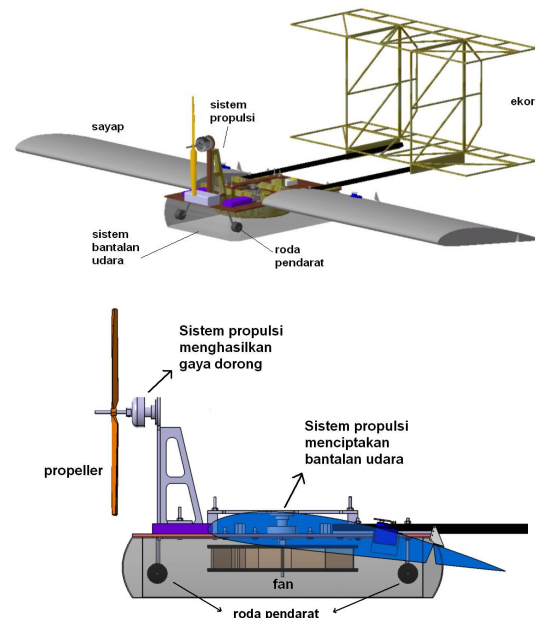


Gambar 2-1: Konfigurasi bantalan udara *plenum chamber*

Konfigurasi *fan* yang dipilih untuk menghasilkan tekanan adalah *fan* sentrifugal. Konfigurasi ini memberikan ketahanan terhadap benturan benda-benda asing dibandingkan dengan *fan* aksial.

Skirt bantalan udara model *Hoverwing* XHW-1 terbuat dari plastik. Model *Hoverwing* XHW-1 pada saat mendarat selain menggunakan bantalan udara juga dibantu oleh roda pendarat sebagai penahan beban impak. Roda pendarat juga berfungsi melindungi fan dari benturan.

Konfigurasi wahana model *Hoverwing* XHW-1 diilustrasikan pada Gambar 2-2 berikut.



Gambar 2-2: Konfigurasi umum model *hoverwing* XHW-1

3 PERANCANGAN AWAL

3.1 Pemilihan Komponen Sistem Propulsi dan Kendali

Dalam perancangan sebuah wahana, ketersediaan sistem-sistem yang diperlukan sering menjadi sebuah kendala. Untuk menghindari hal tersebut dan untuk memastikan bahwa hasil rancangan dapat dibuat, maka keterbatasan atas ketersediaan sistem perlu mendapat perhatian sejak awal proses. Sistem yang diperlukan dalam model wahana *hoverwing* XHW-1 adalah sistem propulsi dan sistem kendali.

Pemilihan sistem dilakukan didasarkan pertimbangan berat, fungsi, harga dan ketersediaannya. Sistem propulsi dan kendali elektrik utama yang terpasang pada model *Hoverwing* adalah seperti pada Tabel 3-1 berikut.

Tabel 3-1: KOMPONEN SISTEM *HOVERWING* XHW-1

Komponen Sistem	Jenis	Jumlah
Motor listrik brushless	Tower Pro 2408-21	2
Electric speed control	Tower Pro 18A	2
Baterai lithium polymer	GWS BP3S1P1300	1
Micro servo	Hitec HS-55 super feather	4
Receiver mikro	GWS R6NII 6-Ch Naro	1

3.2 Penentuan Berat Awal

Salah satu parameter perancangan utama yang harus ditetapkan adalah berat *take off*. Untuk wahana model ini, berat *take off* ditentukan dengan mengacu pada berat sistem yang akan digunakan. Berdasarkan data spesifikasi sistem, didapat bahwa berat sistem elektrik model *Hoverwing* XHW-1 adalah 302 gram. Berat total wahana diestimasi dengan mengacu pada rasio berat sistem terhadap berat total dalam referensi [Nylson, Benny, 2005]. Didapatkan estimasi berat awal model *Hoverwing* XHW-1 sebesar 0,75 kg.

3.3 Perancangan Bantalan Udara

Dimensi awal bantalan udara ditentukan dengan mengacu pada rasio panjang dan lebar bantalan udara serta rasio panjang dan tinggi bantalan dari beberapa wahana *hovercraft* berpenumpang pada referensi [Mantle, Peter J., 1980]. Rasio panjang dan lebar bantalan udara dari data beberapa wahana *hovercraft* berpenumpang rata-rata adalah 1,9 : 1. Panjang bantalan udara terlebih dahulu ditentukan sebesar 30 cm sesuai dengan panjang *chord* sayap sehingga lebar bantalan udara adalah 15,8 cm. Untuk menambah kestabilan bantalan udara arah lateral karena penempatan sayap di kanan dan kiri bantalan udara, maka lebar bantalan udara ditambah menjadi 20 cm. Dengan demikian, dimensi bantalan udara yang akan dibuat berbentuk persegi empat dengan panjang (L) 30 cm dan lebar (B) 20 cm.

Rasio rata-rata antara panjang dan tinggi bantalan udara rata-rata adalah 16:1, artinya untuk panjang bantalan udara 30 cm maka tinggi bantalan udara adalah sekitar 2 cm. Tinggi bantalan udara 2 cm ini tidak bisa diterapkan pada rancangan karena terkendala oleh konfigurasi fan dan roda pendarat yang diletakkan di dalam bantalan udara. Oleh karena itu, dengan mengalokasikan ruang untuk pemasangan fan dan roda pendarat sebesar 4,5 cm di dalam bantalan udara, maka ditetapkan tinggi bantalan udara model wahana *Hoverwing* XHW-1 adalah sekitar 6 cm. Tebal fan diambil dengan mempertimbangkan tinggi *clearance* yang cukup terhadap permukaan tanah, terhadap permukaan bawah *fuselage* utama, panjang *shaft* dari motor *brushless*, serta mekanisme penguncian fan dengan *shaft*. *Clearance* sebesar 1,5 cm diperlukan untuk menjamin roda pendarat tidak menyentuh permukaan saat bantalan udara beroperasi.

3.4 Penentuan *Propeller*

Diameter *propeller* model wahana dapat dihitung menggunakan persamaan (3-1) sebagai berikut [Simons, Martin, 1999]:

$$D = 10000 \times \sqrt[4]{\frac{bhp}{rpm^2 \times mph \times 53,5}} \quad (3-1)$$

Keterangan:

D = Diameter *propeller* (cm)
 bhp = Daya output motor (hp)
 rpm = Putaran motor (rpm)
 mph = Kecepatan terbang wahana (mph)

Menggunakan persamaan di atas dan dengan mengetahui besar daya motor 0,185 hp (138 watt) dan perkiraan kecepatan jelajah 14,4 mph (6,45 m/s) serta estimasi besar putaran *propeller* antara 5000-7000 rpm, maka diperoleh ukuran diameter *propeller* sebesar 6 - 7 inci. Dengan pertimbangan kompatibilitas pemasangan pada motor elektrik dari beberapa pilihan *propeller* yang tersedia, maka *propeller* yang dipilih adalah GWS EP7035 (7x3.5 inch).

3.5 Perancangan *Fan*

Batasan awal yang dipakai dalam merancang *fan* adalah dimensi bantalan udara. Berdasarkan referensi [Mantle, Peter J., 1980], diperoleh rasio tebal *fan* terhadap diameter adalah 0,17, sehingga untuk tebal fan 2,5 cm, maka diameter *fan* yang sesuai adalah 15 cm. Kecepatan putar *fan* akan ditentukan kemudian sesuai dengan dimensi *fan*.

Langkah selanjutnya adalah menentukan besar tekanan dalam bantalan udara untuk mengangkat berat wahana sebesar 755 gram dengan persamaan (3-2) sebagai berikut:

$$P_c = \frac{W}{S} \quad (3-2)$$

Keterangan:

P_c = Tekanan udara di dalam bantalan udara, (N/m²)
 W = Berat wahana, (N)

S = Luas penampang bantalan udara, (m²)

Dengan ukuran luas penampang bantalan udara 0,06 m², maka dapat diketahui besarnya tekanan di dalam bantalan udara (P_c) untuk menghasilkan gaya angkat sama sebesar berat wahana adalah 123,5 N/m².

Besarnya aliran udara yang melewati *fan* sentrifugal (Q) dapat ditentukan dengan persamaan (3-3) berikut.

$$Q = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho} p_c\right)} \cdot C \cdot h \cdot D_c \quad (3-3)$$

Keterangan:

Q = Debit aliran udara masuk ke dalam bantalan udara, (m³/s)
 h = Tinggi *clearance*, (m)
 D_c = Koefisien *discharge*
 C = Perimeter kebocoran bantalan udara, (m)

Dengan harga tinggi *clearance* bantalan udara 5 mm, perimeter kebocoran 1 m, besar koefisien *discharge* 0,5, besar aliran udara yang melewati sentrifugal *fan* (Q) didapatkan sebesar 0,0375 m³/s.

Selanjutnya besar diameter spesifik *fan* (D_s) dihitung dengan persamaan (3-4) berikut.

$$D_s = \frac{\psi^{1/4}}{\phi^{1/2}} = \frac{D(p/\rho)^{1/4}}{Q^{1/2}} \quad (3-4)$$

Dari hasil perhitungan didapatkan nilai diameter spesifik sebesar 2,5 dengan asumsi kerapatan udara 1,1 kg/m³ pada ketinggian 700 m di atas permukaan laut.

Setelah mendapatkan harga diameter spesifik (D_s), selanjutnya dapat ditentukan kecepatan spesifik (N_s) dari *fan* untuk mencapai efisiensi tinggi sesuai kurva Cordier dan Balje [Mantle, Peter J., 1980] yang didekati oleh persamaan (3-5).

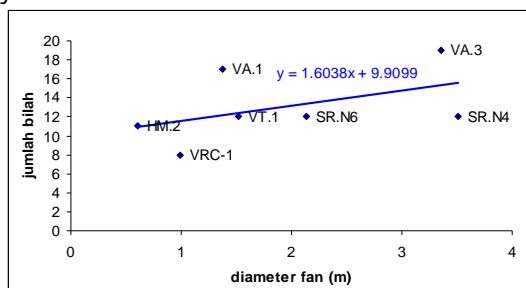
$$D_s = 0.90 + \frac{2}{N_s} \quad (3-5)$$

Harga kecepatan spesifik yang didapatkan besarnya 1,25. Nilai ini masih di dalam selang batasan kriteria kecepatan spesifik untuk *fan* sentrifugal ($N_s < 3$) [Mantle, Peter J., 1980]. Selanjutnya dicari besarnya kecepatan *fan* yang sesuai dengan persamaan (3-6).

$$N_s = \frac{\varphi^{1/2}}{\psi^{3/4}} = \frac{nQ^{1/2}}{\left(\frac{P}{\rho}\right)^{3/4}} \quad (3-6)$$

Hasilnya diperoleh bahwa kecepatan putar dari *fan* sentrifugal (n) adalah 2150 rpm.

Selain diameter dan kecepatan putar, *fan* sentrifugal juga memiliki parameter sudut bilah dan jumlah bilah. Menurut Elsley dan Devereux [Elsley, G.H; Devereux, A.J., 1968], sudut bilah untuk *fan* sentrifugal adalah sekitar 40° sedangkan jumlah bilah bervariasi berdasarkan diameter *fan* sentrifugal, artinya semakin besar diameter maka jumlah bilah semakin bertambah. Dari beberapa data *fan* sentrifugal [Mantle, Peter J., 1980] yang ditampilkan pada Gambar 3-1 dan dengan menggunakan pendekatan linier, untuk model *Hoverwing* XHW-1 dengan diameter *fan* 15 cm, diperoleh jumlah bilah adalah 10.



Gambar 3-1: Grafik jumlah bilah vs diameter *fan* sentrifugal

3.6 Perancangan *Fuselage*

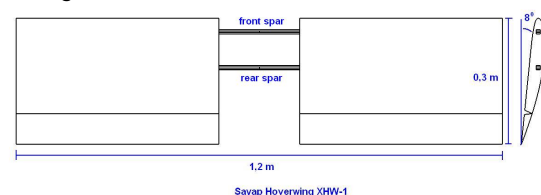
Fuselage model *Hoverwing* XHW-1 terdiri dari *fuselage* utama dan sepasang *tailboom*. Struktur *fuselage* utama berupa struktur dek dengan dimensi panjang 30 cm dan lebar 20 cm serta tebal pelat triplek 3 mm dengan lubang di tengah berdiameter 7,5 cm untuk *inlet* udara ke *fan* sentrifugal. *Fuselage* utama merupa-

kan struktur penopang bantalan udara, sambungan sayap, roda pendarat dan struktur pemegang motor untuk sistem propulsi. Sepasang *tail boom* sebagai penopang ekor vertikal dan ekor horizontal merupakan struktur pipa silinder panjang 45 cm dan berdiameter 1 cm yang terbuat dari material komposit serat karbon.

3.7 Perancangan Sayap

Penentuan *airfoil* dan sudut pasang sayap *Hoverwing* ini mengacu pada rancangan WiSE-8 [Tim WiSE LPPM-ITB, 2005]. *Airfoil* Clark-Y dengan permukaan bawah datar dan sudut pasang 8° dipilih. Sementara geometri sayap *rectangular* sederhana dan material *styrofoam* dipilih agar memudahkan pembuatan dan pemasangannya. Dengan geometri ini, sudut dihedral sayap dibuat 0° agar ketinggian sayap terhadap permukaan seragam.

Bidang kendali *aileron* untuk kendali gerakan roll memiliki panjang *chord* sekitar 25% dari panjang *chord* sayap yaitu 7,5 cm dengan panjang span *aileron* masing-masing 0,5 m. Sayap kanan dan kiri disambung menggunakan *front spar* dan *rear spar* sedemikian rupa sehingga dapat diintegrasikan dengan *intake fan* motor seperti diilustrasikan pada Gambar 3-2. Peletakan *front spar* dan *rear spar* ini bukan pada posisi yang ideal, namun merupakan hasil kompromi dengan letak *inlet fan*.



Gambar 3-2: Sayap model *Hoverwing* XHW-1

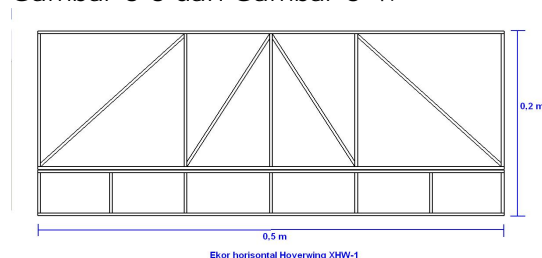
3.8 Perancangan Ekor Horizontal dan Ekor Vertikal

Ekor horizontal dan ekor vertikal dirancang dengan mengacu pada harga koefisien volume ekor untuk kategori jenis pesawat mini UAV [Yudhono, Reo, 2007]. Model *Hoverwing* XHW-1 dirancang untuk terbang dengan kecepatan rendah, sehingga akan diperlukan harga koefisien

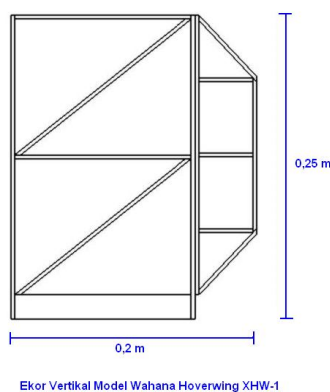
ekor yang relatif besar. Harga koefisien volume ekor horizontal (CHT) dipilih 0,8 sedangkan harga koefisien volume ekor vertikal (CVT) dipilih 0,09. Dari hasil perhitungan dan dengan menentukan letak masing-masing ekor terhadap sayap, didapatkan luas ekor horizontal sebesar 0,2 m² dan luas ekor vertikal sebesar 0,1 m².

Ekor horizontal dan ekor vertikal model *hoverwing* XHW-1 mempunyai konfigurasi T-tail ganda. Luas area masing-masing ekor vertikal dan ekor horizontal adalah luas total dibagi dua. Ekor horizontal memiliki luas masing-masing 0,1 m² dipasang sejajar atas bawah seperti konfigurasi *biplane*, sedang ekor vertikal memiliki luas masing-masing 0,05 m² dipasang tegak sejajar.

Ada dua pilihan material yang akan dipakai untuk membuat ekor horizontal maupun ekor vertikal yaitu polyfoam atau rangka kayu balsa dengan skin plastik *warp*. Konstruksi rangka balsa kemudian dipilih karena memberikan keuntungan dari sisi berat. Ilustrasi konstruksi ekor terlihat pada Gambar 3-3 dan Gambar 3-4.



Gambar 3-3: Ekor horizontal model *Hoverwing* XHW-1



Gambar 3-4: Ekor vertikal *Hoverwing* XHW-1

Bidang kendali pada ekor horizontal dan ekor vertikal sebagai kemudi model untuk gerakan pitch dan yaw ditentukan memiliki ukuran 25% *chord*.

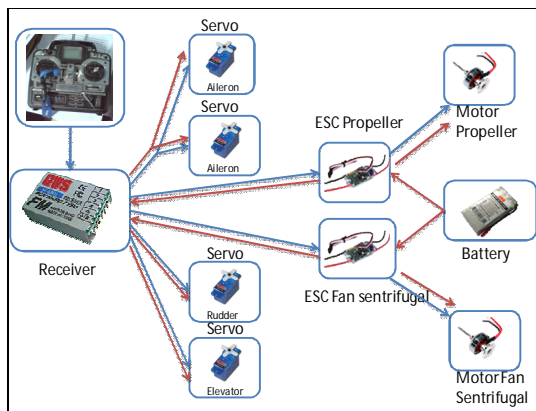
3.9 Perancangan Roda Pendarat

Roda pendarat perlu dipasang pada model *hoverwing* XHW-1 agar saat gaya angkat total yang dihasilkan belum cukup untuk mengangkat keseluruhan berat wahana, berat wahana tidak bertumpu pada *fuselage* maupun pada struktur *fan sentrifugal*. Penggunaan roda pendarat terutama adalah untuk menjaga agar wahana tetap dapat meluncur selama kesetimbangannya belum tercapai.

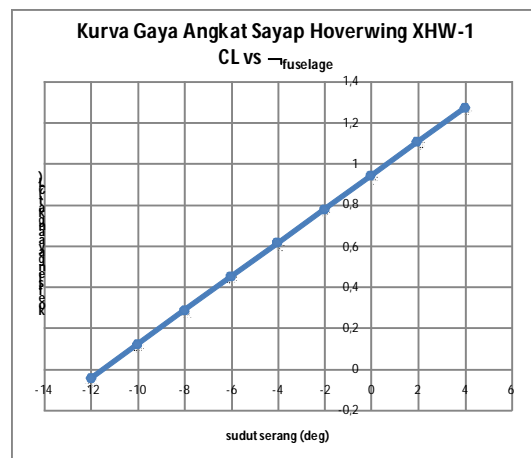
Roda pendarat pada model *Hoverwing* terdiri dari 4 buah roda dari karet busa dengan diameter 2 cm dan struktur roda pendarat yang terbuat dari kawat baja berdiameter 2 mm. Roda pendarat model *hoverwing* XHW-1 menggunakan konfigurasi *fixed landing gear* dan tidak memiliki kemudi belok.

3.10 Perancangan Sistem Kendali

Sistem kendali pada model *Hoverwing* XHW-1 menggunakan kendali radio kontrol 5 kanal untuk menggerakkan servo kendali *aileron*, *rudder*, *elevator*, *throttle propeller* dan *throttle fan* sentrifugal. Kebutuhan dua fungsi *throttle* ini dapat diatasi dengan memanfaatkan salah satu kanal yang umumnya digunakan untuk kendali *trim flap* menjadi fungsi *throttle fan* sentrifugal. Skema sistem kendali pada model *Hoverwing* dapat dilihat pada Gambar 3-5. *Transmitter* mengirimkan perintah kendali yang diterima oleh *receiver* dan diteruskan sesuai kanal kepada servo *aileron*, *servo elevator*, *servo rudder*, *ESC propeller*, atau *ESC fan* sentrifugal. Baterai dihubungkan ke ESC untuk sumber tenaga motor listrik *brushless* dan sumber tenaga *servo-servo* melalui *Battery Electric Control* (BEC) di ESC melewati *receiver*.



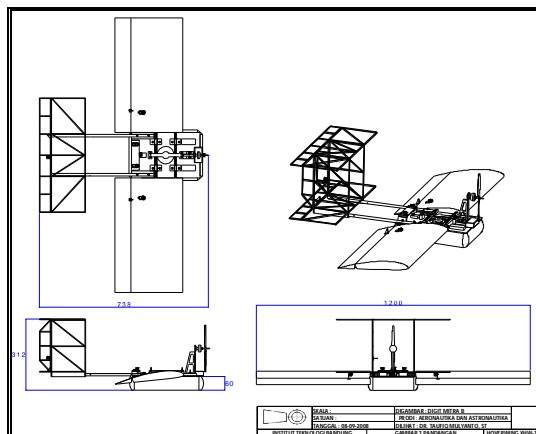
Gambar 3-5: Skema sistem kendali wahana *Hoverwing XHW-1*



Gambar 4-1: Kurva koefisien gaya angkat

3.11 Hasil Rancangan

Model *Hoverwing* hasil rancangan memiliki berat 755 gram dengan panjang span 1200 mm, panjang keseluruhan 738 mm dan tinggi 312 mm. Titik berat berada pada 25% mac dan bertepatan dengan titik tangkap luas bantalan udara. Gambar tiga pandangan wahana ditampilkan pada Gambar 3-6.



Gambar 3-6: Gambar tiga pandangan wahana *Hoverwing XHW-1*

4 ANALISA HASIL RANCANGAN

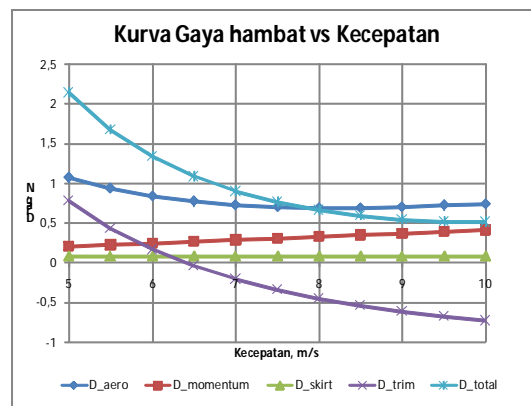
4.1 Analisa Aerodinamika

Gaya angkat aerodinamika yang dihasilkan sayap diestimasi dengan menggunakan metode dalam [Raymer, Daniel P., 1989]. Dengan besar sudut pasang sayap 8° dan tanpa memperhitungkan pengaruh efek permukaan, kurva gaya angkat diperoleh sebagaimana pada Gambar 4-1.

Gaya hambat total yang bekerja pada *hoverwing* terdiri dari beberapa komponen gaya hambat, yaitu gaya hambat aerodinamika (D_{aero}), gaya hambat momentum akibat debit udara yang mengisi bantalan udara ($D_{momentum}$), gaya hambat trim akibat tekanan bantalan udara (D_{trim}) dan gaya hambat skirt (D_{skirt}) sebagai berikut [Tjahyono, Soerjanto, 1986]:

$$D_{hoverwing} = D_{aero} + D_{momentum} + D_{trim} + D_{skirt} \quad (4-1)$$

Besar gaya hambat untuk berbagai kondisi trim pada rentang kecepatan 5 m/s sampai 10 m/s disajikan pada Gambar 4-2 berikut. Dalam perhitungan ini, gaya angkat diasumsikan sepenuhnya dihasilkan oleh sayap.



Gambar 4-2: Kurva gaya hambat terhadap kecepatan

Besar gaya gambat trim terus menurun, bahkan berharga negatif, seiring berkurangnya sudut serang

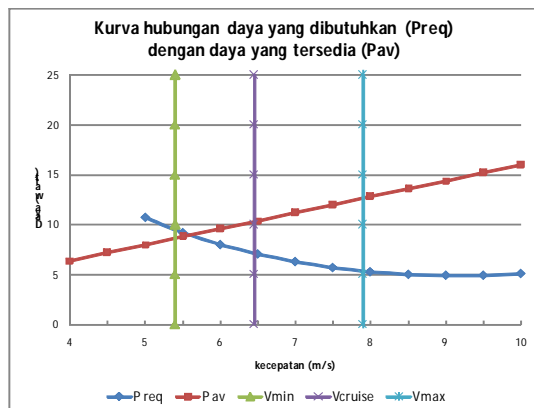
dengan menambahkan kecepatan. Pengurangan sudut serang ini menyebabkan tekanan udara pada bantalan udara yang bekerja pada dek wahana menghasilkan komponen gaya ke depan.

4.2 Analisa Prestasi

Batasan analisa prestasi pada wahana *hoverwing* sedikit berbeda dengan prestasi wahana terbang lainnya. Pada wahana *hoverwing*, sikap terbang dibatasi oleh jarak antara permukaan air/tanah dengan bagian wahana yang terendah. Dalam hal ini sikap terbang wahana diambil antara 4° dan -4° . Kecepatan terbang yang bersesuaian dengan sikap terbang tersebut adalah kecepatan 5,4 m/s dan 7,9 m/s.

Analisa prestasi wahana *hoverwing* XHW-1 dilakukan dengan membandingkan antara kurva daya diperlukan dengan daya tersedia. Kurva daya diperlukan diestimasi berdasarkan besar gaya hambat, sementara kurva daya tersedia diestimasi berdasarkan besar gaya dorong statik hasil percobaan, yaitu sebesar 1,6 N.

Pada Gambar 4-3, garis V_{min} dan V_{max} adalah garis yang menyatakan batas kecepatan minimal dan maksimal wahana. Kecepatan V_{cruise} 6,45 m/s diperoleh pada kondisi sikap wahana 0° .



Gambar 4-3: Kurva daya diperlukan dan daya tersedia wahana *Hoverwing* XHW-1

Meski didapatkan bahwa daya tersedia tidak mencukupi untuk kondisi kecepatan minimal, namun secara praktis, diupayakan wahana selalu berada pada

sikap 0° saat meluncur, sehingga baru akan lepas landas pada kecepatan 6,45 m/s.

4.3 Analisa Kestabilan

Analisa kestabilan wahana *hoverwing* dilakukan hanya pada kondisi kestabilan statik untuk dua kondisi operasi, yaitu sebagai *hovercraft* dan sebagai pesawat udara.

Analisa kestabilan statik apung bantalan udara wahana dilakukan dengan menggunakan metode dalam referensi [Mantle, Peter J., 1980] didapatkan parameter kestabilan sebesar 15, dimana kriteria stabilitas statik adalah > 1 .

Letak titik berat wahana ditetapkan berada pada 25% mac. Hasil perhitungan estimasi letak *Neutral Point* (NP) menggunakan metode Martin Simons [Simons, Martin, 1999] adalah pada 29% mac. Sehingga dapat dilihat bahwa letak titik berat berada di depan NP.

Koefisien kestabilan statik diestimasi menggunakan metode dalam referensi [Raymer, Daniel P., 1989]. Besar koefisien kestabilan statik longitudinal ($C_{m\alpha}$) adalah sebesar -0,21/rad, koefisien lateral direksional ($C_{n\beta}$ dan $C_{l\beta}$) masing-masing adalah sebesar 0,55/rad dan -0,43/rad. Harga-harga tersebut menunjukkan bahwa wahana *hoverwing* XHW-1 stabil statik.

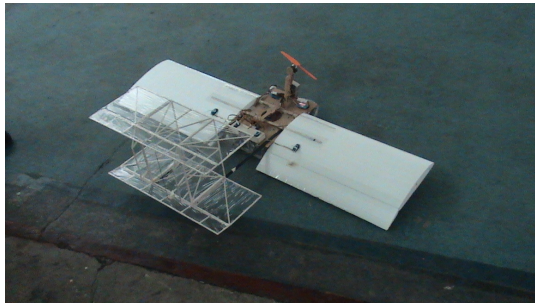
5 PRODUKSI DAN PENGUJIAN AWAL

5.1 Produksi Wahana *Hoverwing* XHW-1

Proses pembuatan model *Hoverwing* XHW-1 dibagi menjadi 6 tahap sebagai berikut:

- Pembuatan sayap;
- Pembuatan *fuselage*, *tail boom*, dan *landing gear*;
- Pembuatan *skirt* bantalan udara dan *fan* sentrifugal;
- Pembuatan ekor horisontal dan ekor vertikal;
- Pemasangan dan pengintegrasian struktur wahana model;
- Pemasangan dan pengintegrasian sistem kendali wahana model.

Proses produksi dilakukan menggunakan material sederhana dan menghasilkan wahana seperti tampak pada Gambar 5-1.



Gambar 5-1: Model wahana *Hoverwing* XHW-1 saat melakukan uji *hover* murni dan *ground run*

5.2 Pengujian awal

Dari hasil pengujian statik, didapatkan bahwa gaya dorong maksimal adalah sebesar 1,6N pada 10500 rpm dan putaran *fan* sentrifugal adalah pada 3000 rpm. Bidang-bidang kendali dapat digerakkan sesuai dengan perintah kendali, serta putaran *propeller* dan *fan* sentrifugal dapat divariasikan secara bersamaan.

Dalam pengujian dinamik, terlihat bahwa *fan* sentrifugal dapat menghasilkan tekanan yang cukup untuk mengangkat wahana. Namun pada kecepatan rendah, efek torsi dari *fan* sentrifugal mengakibatkan wahana cenderung berputar pada arah berlawanan. Kondisi ini membuat pengendalian menjadi sulit dilakukan dan baru dapat diatasi oleh bidang kendali direksional setelah wahana mencapai kecepatan yang lebih tinggi.

Kecepatan maksimum yang dapat dicapai saat pengujian adalah 3 m/s. Hal ini lebih diakibatkan oleh keterbatasan ruangan, kesulitan dalam pengendalian wahana ini, di samping keterbatasan daya baterai yang terbagi untuk *propeller* dan *fan* sentrifugal. Adanya variasi kombinasi kecepatan maju dan putaran *fan* menyebabkan kondisi kesetimbangan yang berubah-ubah sehingga sulit untuk dapat dicapai

kecepatan dan arah terbang yang diinginkan.

6 KESIMPULAN

- Sebuah model wahana *Hoverwing* XHW-1 telah dirancang bangun.
- Secara umum, proses rancang bangun ini merupakan media yang efektif untuk mempelajari wahana terbang dengan konfigurasi *hoverwing*.
- Kompromi perancangan yang dilakukan dalam merancang *hoverwing* lebih sulit daripada merancang pesawat terbang, dikarenakan jumlah aspek teknis yang harus dipertimbangkan lebih banyak dan lebih beragam.

- Data teknis hasil rancangan sebagai berikut:

Konfigurasi	: monohull
Bantalan udara	: plenum chamber, fan sentrifugal
Sistem propulsi	: 2 motor elektrik
Panjang span sayap	: 1,2 m
panjang keseluruhan	: 0,738 m
tinggi keseluruhan	: 0,312 m
Ukuran bantalan udara	: 20 x 30 cm
Berat wahana	: 0,755 kg
Tinggi sayap dari permukaan	: 2,6 cm

- Hasil uji fungsional, menunjukkan bahwa fungsi-fungsi utama sistem wahana model dapat berfungsi dengan baik, meski demikian efek torsi *fan* sentrifugal yang besar serta daya baterai yang terbagi antara *propeller* dan *fan* sentrifugal membuat prestasi wahana belum mencapai yang diharapkan.

DAFTAR RUJUKAN

- Aubin, Stephan, 2001. *Proceedings of the EuroAvia Ground Effect Symposium*, Euroavia. Toulouse.
- Elsley, G. H; Devereux, A. J., 1968. *Hovercraft Design and Construction*, Spottiswoode, Ballantyne and co Ltd. London.

- Mantle, Peter J., 1980. *Air Cushion Craft Development*, University Press of the Pacific Honolulu, Hawaii.
- Nylson, Benny, 2005. *Rancang Bangun Model Konfigurasi Tandem Wing TW-01 Strigate*, Tugas Akhir, Departemen Teknik Penerbangan Institut Teknologi Bandung.
- Raymer, Daniel P., 1989. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA. Washington D.C.
- Simons, Martin, 1999. *Model Aircraft aerodynamics*, Nexus Special Interest, Great Britain.
- Tim WISE LPPM-ITB, 2005. *WISE-8 Configuration Design*. Laporan Akhir, Kerjasama Badan Penerapan dan Pengkajian Teknologi dengan Lembaga Penelitian dan Pengabdian kepada Masyarakat Institut Teknologi Bandung. Bandung.
- Tjahyono, Soerjanto, 1986. *Kaji Perancangan Hovercraft Berkapasitas 12 Penumpang Disertai Kaji Parametrik*, Tugas Akhir, Jurusan Teknik Mesin Institut Teknologi Bandung.
- Yudhono, Reo, 2007. *Rancang Bangun Airframe Mini Portable Unmanned Aerial Vehicle*, Tugas Akhir, Program Studi Teknik Penerbangan Institut Teknologi Bandung.