

# UJI PRESTASI TERBANG PESAWAT WING IN GROUND EFFECT SAAT HYDRO PLANING THE FLIGHT PERFORMANCE TEST OF WING IN GROUND EFFECT CRAFT DURING HYDRO PLANING

Sayuti Syamsuar

Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi (PTIST),  
Kedeputan Teknologi Industri Rancang Bangun dan Rekayasa (TIRBR),  
Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT),  
Jl. M. H Thamrin No. 8 Jakarta  
email: sayutisyamsuar@yahoo.com

Diterima: 14 Mei 2013, Revisi 1: 5 Juni 2013, Revisi 2: 12 Juni 2013, Disetujui: 21 Juni 2013

## ABSTRAK

Fase *take off* merupakan saat kritis pada pesawat *wing in ground effect* dimana terjadi *moment pitching* positif yang membesar. Gaya hambat air pada titik pusat buoyansi dari hull, gaya angkat aerodinamika pada titik pusat tekanan dari sayap, gaya propulsi dan gaya berat pada titik pusat gravitasi dalam keadaan tidak dalam posisi seimbang saat *hydro planning*. Sayap jenis inverse delta dengan bentuk punduk di atasnya dan airfoil jenis Clark Y mempunyai luas sayap sebesar 31.75 m<sup>2</sup>. Koefisien gaya angkat dan gaya hambat aerodinamika dihitung dengan menggunakan piranti lunak DATCOM. Sayap horizontal pada ekor menggunakan airfoil NACA 0012 dan sayap vertikal pada ekor mempunyai airfoil simetri NACA 0015. Ponton dan winglet dipasang pada bagian ujung luar sayap. Kurva hambatan air dari hull diperoleh perhitungan analisis dan uji model di towing tank. Uji thrust dan penimbangan berat pesawat sudah dilakukan di hanggar. Kesimpulan dari hasil uji terbang mengatakan bahwa terjadi kondisi kelebihan berat, tidak tepat posisi titik pusat gravitasi sehingga diperlukan tenaga mesin yang lebih besar untuk meneruskan fase *takeoff*.

**Kata Kunci:** pengaruh permukaan, *moment pitching*, hambatan air, pengaruh gerak naik-turun, terowongan air.

## ABSTRACT

The *takeoff phase* is the critical time on the *wing in ground effect craft* while the positive *pitching moment nose up* will be increase. The water resistance on the centre of buoyancy, c.b of the hull, aerodynamic lift on the centre of pressure of the wing, c.p, the thrust of propulsion and the weight on the centre of gravity, C.G were not in the equalized positions during *hydro planing*. The inverse delta wing airfoil with shoulder and airfoil Clark Y had the wing area around 31.75 m<sup>2</sup>. The aerodynamic lift and drag coefficients data have been calculated by using DATCOM software. The symmetric Horizontal Tail Plan airfoil is by using NACA 0012 and symmetric Vertical Tail Plan airfoil is by using NACA 0015. The pontoon and winglet are installed on the outer wings. The water resistance curve of the hull became from software analysis and towing tank test model. The weight and balance measurement and the static thrust measurement of the ground effect craft prototype (1-2) seaters have been done on the hangar. The conclusions of flight test result of the *Wing In Ground Effect craft 2 seaters A2B* are the overweight and out of center of gravity range that need more power to continue the *takeoff phase*.

**Keywords:** ground effect, *pitching moment*, water resistance, porpoising effect, towing tank.

## PENDAHULUAN

Pesawat *Wing In Ground Effect (WISE)*-craft tipe B didefinisikan sebagai pesawat yang *takeoff* dan *landing* di atas permukaan air dan hanya terbang rendah

di atas permukaan air dengan ketinggian selebar sayap (*wing span*). Pesawat ini diharapkan mempunyai efisiensi mesin lebih tinggi 40 % dari biasanya sehingga menghemat bahan bakar akibat

adanya efek permukaan. Pada eksperimen ini digunakan pesawat prototipe *WISE-craft A2B* dengan berat, *Maximum Takeoff Weight (MTOW)* = 1.000 kg dan tenaga mesin 180 HP dengan spesifikasi dapat mengangkut penumpang dan Pilot sebanyak (1-2) orang. Pesawat *WISE-craft* tipe B ini telah diujicobakan di Pantai Carita, Bojonegara, Banten pada tahun 2008 dengan anggaran biaya penelitian DIPA-2008. Hasil akhir penelitian yang diperoleh, adalah konfigurasi pesawat yang terbuat dari material komposit *Carbon* masih memerlukan power mesin yang lebih besar agar dapat mengudara. Akibat rancang-bangun yang menginginkan struktur yang kuat pada bagian ekor pesawat maka terjadilah permasalahan fabrikasi yaitu menghasilkan kondisi *tail heavy* seperti diketahui pada saat penimbangan. Artinya, posisi titik pusat gravitasi, *C.G* berada diluar daerah limitasi. Berdasarkan pengalaman ini, maka dapat ditarik kesimpulan dan saran, bahwa pesawat ini akan *takeoff* dan mengudara apabila tenaga mesin ditambah menjadi 250 HP dan posisi titik pusat gravitasi, *C.G* berada pada daerah limit batas (*C.G range*) sesuai perancangan.

Pada penelitian ini digunakan beberapa data dari hasil perhitungan aerodinamika dengan menggunakan piranti lunak *DATCOM*, perhitungan hidrodinamika menggunakan piranti lunak *MAXSURF*, pengujian model 3 dimensi aerodinamika di terowongan angin dan pengujian model 3 dimensi hidrodinamika di *towing tank*. Penimbangan *Weight and Balance* adalah untuk mengetahui posisi titik pusat gravitasi, *C.G* yang sesungguhnya.

Pengujian *Static Thrust Measurement* adalah untuk mengetahui besarnya *Static Thrust* dari mesin pesawat dengan daya 180 HP yang terpasang pada badan pesawat bagian atas dan telah pula diujikan di Hanggar PT. Carita Boat Indonesia, Bojonegara, Banten pada tahun 2008.

Setelah diketahui persoalan-persoalan yang dihadapi dalam rancang bangun *WISE-craft*, maka penulis berkeinginan untuk menyelesaikan permasalahan tersebut melalui penelitian tahap berikutnya yaitu perancangan sistem kendali terbang adaptif untuk fase *takeoff*.

## TINJAUAN PUSTAKA

### Sejarah *Wing In Ground Effect*

Beberapa orang peneliti dari luar negeri seperti *Afremov et al* (1996), *Chawla* (1988), yang telah meneliti melalui uji terowongan angin pesawat efek

permukaan ini. Kemudian dilanjutkan oleh *Kornev* dan *Matveev* (2003) yang menjelaskan secara rinci tentang hal ini melalui uji model terowongan angin. Persoalan dalam pengujian model aerodinamika di terowongan angin dan implementasinya ke pesawat prototipe *WISE-craft* telah ditampilkan pula oleh *Taylor* (2000). Eksperimen dalam bidang teori airfoil sayap secara aerodinamika dan efek permukaan telah pula diteliti oleh *Ahmada* dan *Sharmab* (2004), misalnya tentang penelitian airfoil simetri *NACA 0015* pada uji terowongan angin berkecepatan rendah. Terdapat banyak tulisan ilmiah dari peneliti yang membahas tentang konstruksi dan operasional pesawat *WISE-craft* seperti terlihat pada gambar 1.



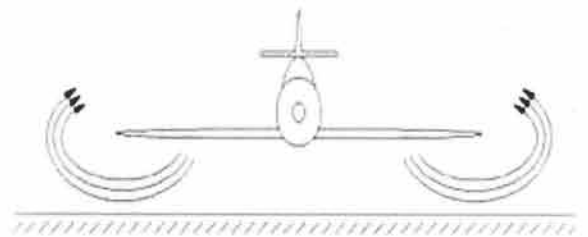
Gambar 1. Pesawat *WISE-craft* terbang di Alaska

### Pengertian *ground effect*

Ketika gerak suatu sayap didekatkan pada suatu permukaan datar, maka diperoleh 2 fenomena, seperti:

- (i). adanya penambahan gaya angkat aerodinamika;
- (ii). adanya pengurangan gaya hambat aerodinamika dari sayap

Penamaan *ground effect* merupakan akibat dari kedua fenomena tersebut di atas yang kadang kala suka membingungkan. Dan, kadang-kadang kedua fenomena ini dikaitkan dengan lebar sayap dan tebal sayap serta dominasi dari *chord* pada efek permukaan. Pada ujung sayap (*wingtip*), terjadi komplikasi pertemuan aliran udara antara tekanan tinggi dari permukaan yang sempit dengan tekanan rendah yang terjadi pada permukaan luas, dan hal ini disebut *wingtip vortex* seperti pada gambar 2.



Gambar 2. *Span dominated* pada *ground effect*

Terjadi dorongan udara keluar *vortex* menuju permukaan datar, sehingga terjadi peningkatan *aspect ratio* (*AR*) dari sayap dibanding ketika di udara bebas (*free air*).

### Pengaruh ketinggian terbang: tipe A, B dan (klasifikasi IMO)

Terjadi kesulitan pada saat dimana orang-orang ingin meletakkan masalah sertifikasi pada pesawat *WISE-craft* ini, sehingga akhirnya diputuskan bahwa pesawat ini harus mengikuti regulasi *International Maritime Organization* (*IMO*) dan *Federal Aviation Regulation* (*FAR*). Pada perkembangannya, diperoleh pesawat *WISE-craft* yang disebut sebagai tipe A, tipe B dan tipe C. Dan, sehubungan dengan pengelompokan ini, maka pesawat yang hanya dapat terbang rendah di atas permukaan air disebut sebagai kelompok tipe A dan wajib memenuhi persyaratan *IMO* saja. Kelompok pesawat *WISE-craft* disamping terbang rendah di atas permukaan air tetapi mempunyai kemampuan terbang menanjak sesekali untuk menghindari halangan (*obstacle*), maka dikategorikan sebagai tipe B dan harus mengikuti regulasi *IMO* dan *FAR*. Pesawat yang terbang diluar efek permukaan, termasuk dalam kelompok tipe C dan wajib memenuhi regulasi *FAR* saja.

### Pesawat *WISE-craft* tipe B

Sejak tahun 2001, BPPT telah melakukan penelitian tentang pesawat yang terbang rendah di atas permukaan air dengan tujuan memanfaatkan efek permukaan untuk transportasi antar pulau di Indonesia Bagian Timur. Beberapa perhitungan analisis dan perancangan, pengujian model aerodinamika dan hidrodinamika telah pula dilaksanakan selama 7 (tujuh) tahun. Rancang bangun pesawat prototipe *WISE-craft* baru selesai di akhir tahun 2007 dan disebut A2B. Pada Gambar 3 terlihat prototip pesawat *WISE-craft* tipe B kapasitas (1-2) orang yang telah diresmikan oleh Menteri Negara Riset Teknologi, Dr. Kusmayanto Kadiman saat pameran berlangsung di Kemayoran beberapa tahun yang lalu.



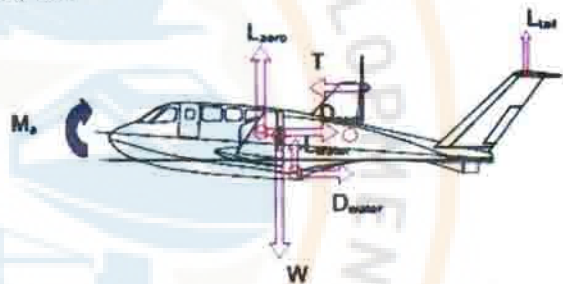
Gambar 3. Pesawat Prototipe *WISE* tipe B milik BPPT

### Teori

Prestasi terbang membahas beberapa aspek keseimbangan gaya-gaya yang bekerja pada pesawat *WISE* sehubungan dengan kombinasi masalah gaya aerodinamika, gaya hidrodinamika, gaya propulsi dan gaya berat pesawat yang terkonsentrasi pada masing-masing titik pusat, seperti titik pusat gravitasi, *C.G*, titik pusat buoyansi, *c.b*, dan lain-lain. Masalah kestabilan hanya disinggung menyangkut kemungkinan terjadinya *pitching moment nose up* pada kecepatan tinggi dan efek *porpoising*.

### Distribusi gaya-gaya pada pesawat *WISE-craft*

Pada gambar 4 diperlihatkan distribusi gaya-gaya yang bekerja pada pesawat *WISE* saat *hydro planing*, dimana terlihat posisi titik pusat gravitasi, *C.G*, *centre of pressure*, *c.p* dan *center of buoyancy*, *c.b*. Masing-masing gaya yang diakibatkan oleh pergerakan pesawat dengan media udara menghasilkan momen terhadap titik pusat gravitasi, *C.G*. Gaya-gaya yang diakibatkan oleh pergerakan pesawat dengan media air menghasilkan momen terhadap *center of buoyancy*, *c.b*.

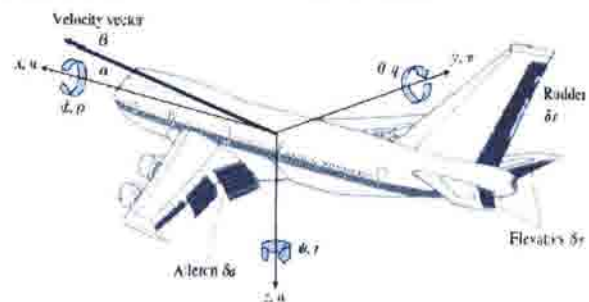


Gambar 4. Distribusi Gaya Pesawat *WISE* Saat *Hydro Planning*

Teori Persamaan gerak pesawat/ kapal untuk media udara dan air dipisahkan sesuai kriteria keseimbangan masing-masing gaya.

#### a. Media udara

Pada sistem Tata Acuan Koordinat (*TAK*) sumbu angin *X*, *Y* dan *Z* dalam gerak 6 derajat kebebasan terdiri dari 3 persamaan gaya dan 3 persamaan momen sistem *corialis* seperti pada gambar 5



Gambar 5. *TAK* Sumbu Angin *X*, *Y*, *Z* pada pesawat

Persamaan gaya matra longitudinal dan lateral pada pesawat udara.

Gaya pada sumbu X di TAK sumbu angin pada arah longitudinal:

$$X = mu + mqw - mrv + C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S - T + mg \sin \theta$$

Gaya pada sumbu Y di TAK sumbu angin pada arah lateral:

$$Y = mv + mru - mpw + C_{LF} \frac{1}{2} \rho V^2 S - T - mg \cos \theta \sin \phi$$

Gaya pada sumbu Z di TAK sumbu angin pada arah longitudinal:

$$Z = mw - mqu + pmv + C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S - T - mg \cos \theta \cos \phi$$

Berikut ini, adalah persamaan gaya angkat (L) dan gaya hambat (D) aerodinamika dari sayap pesawat udara. Gaya angkat aerodinamika, L:

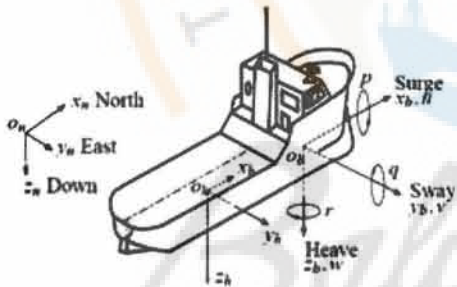
$$L = \frac{1}{2} C_L \rho S V^2$$

Gaya hambat aerodinamika, D:

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho S V^2$$

### b. Media air

Konvensi model matematika dan deskripsi dari sistem perkapalan di media air diperlihatkan oleh gambar 6.



Gambar 6. Konvensi gerak kapal.

Pada tabel 1 adalah konvensi dari system perkapalan.

Tabel 1. Notasi Sistem Kapal

Degree of Freedom (DOF)	Force/ Moment	Angular velocity	Euler angles	
1	surge	X	u	x
2	sway	Y	v	y
3	heave	Z	w	z
4	roll	K	p	$\Phi$
5	pitch	M	q	$\theta$
6	yaw	N	r	$\varphi$

Persamaan gaya pada TAK sumbu angin X pada matra longitudinal (*surge* dan *heave*):

$$Z_A = X_w(u - wq) + Z_w w + Z_q q - X_u uq - X_q q^2 + Y_w v + Z_p p + Z_r r + Y_w wp - X_v up + Y_w wp - X_v vq (X_p - Y_p)pq - X_r qr$$

Persamaan gaya pada TAK sumbu angin Y pada matra lateral (*sway*):

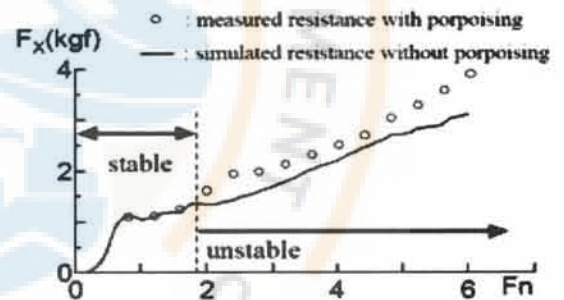
$$Y_A = X_v u + Y_w w + Y_q q + Y_v v + Y_p p + Y_r r + Y_w vp + X_r r^2 + (X_p - Z_r)rp - Z_p p^2 - X_w (up - wr) + X_u ur - Z_w wp - Z_q pq + X_q qr$$

Persamaan gaya pada TAK sumbu angin Z pada matra longitudinal (*surge* dan *heave*):

$$Z_A = X_w(u - wq) + Z_w w + Z_q q - X_u uq - X_q q^2 + Y_w v + Z_p p + Z_r r + Y_w wp - X_v up + Y_w wp - X_v vq - (X_p - Y_p)pq - X_r qr$$

Efek *porpoising*

Induksi diri sendiri pada gerak *heave* dan *pitch* yang beresilasi dan disebabkan oleh luas permukaan bawah pesawat WISE dan akibat energi lain, gambar 7 adalah contoh.



Gambar 7. Gaya hambat efek *porpoising*.

### METODOLOGI PENELITIAN

Metodologi yang digunakan adalah keseimbangan gaya-gaya yang bekerja pada pesawat WISE-craft saat *hydro planing* dipengaruhi oleh unsur udara dan air. Sehingga, perlu dilakukan analisis secara terpisah sesuai dengan kaidah-kaidah yang berlaku. Pada tulisan ini, analisis prestasi terbang digabung dengan analisis kestabilan pesawat terbang yang masing-masing mempunyai tata acuan koordinat yang berbeda.

### HASIL DAN PEMBAHASAN

#### Batasan titik pusat gravitasi, C.G

Perhatikan data limitasi dari *specialist* berikut ini,

dimana perhitungan titik pusat gravitasi, C.G yang diperbolehkan pada pesawat WISE kapasitas 8 orang menurut prediksi *specialist* adalah (16.7 - 28.0) % *Mean Aerodynamic Chord* (MAC) seperti terlihat pada gambar 8.



Gambar 8. Diagram *Weight and Balance* WISE-craft.

### Perhitungan gaya hidrodinamika

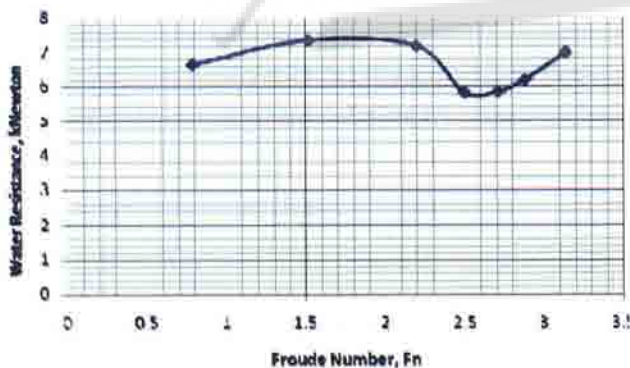
Perhitungan *hump drag* sebagai fungsi dari kecepatan *Froude Number*,  $F_n$  dengan bentuk *hull* yang digunakan oleh pesawat WISE kapasitas 8 orang.

Tabel 2 adalah hasil perhitungan *MAXSURF* dari bentuk *hull* pesawat WISE kapasitas 8 orang.

Tabel 2. Hasil *Hump Drag* Pada WISE-Craft 8 Orang

No	$F_r$	Speed (knots)	HUMP DRAG (kN)
1	0.79	16.0	6.65
2	1.52	20.0	7.36
3	2.20	24.0	7.18
4	2.5	26.0	5.82
5	2.71	28.0	5.85
6	2.88	30.0	6.19
7	3.14	32.0	7.00

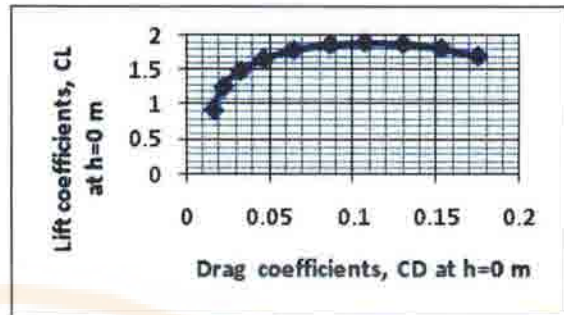
Kurva hasil perhitungan *hump drag* (*water resistance*) versus *Froude Number*,  $F_n$  seperti pada gambar 9.



Gambar 9. Kurva *Hump Drag* WISE 8 Orang

### Perhitungan gaya aerodinamika

Perhitungan gaya aerodinamika sayap *Clark Y* dari sayap *inverted delta* menggunakan piranti lunak *DATCOM* menghasilkan kurva *drag polar* seperti terlihat pada gambar 10.



Gambar 10. Kurva *Drag Polar*  $C_L$  versus  $C_D$  dari sayap

Harga  $C_L$  maksimum adalah untuk menghitung gaya angkat aerodinamika. Harga  $C_D$  minimum adalah untuk menghitung gaya hambat aerodinamika. Harga koefisien aerodinamika  $C_L$  maksimum yang diambil adalah 1.9 pada sudut serang (*angle of attack*),  $\alpha = 10^\circ$  pada ketinggian (*altitude height*),  $h = 0$  m. Harga koefisien gaya hambat aerodinamika,  $C_D$  sekitar 0.018. Harga ini kemudian dikalikan dengan setengah luas sayap dan massa jenis,  $\rho$  udara serta kecepatan pesawat,  $V$  kuadrat untuk mengetahui gaya angkat,  $L$  dan gaya hambat aerodinamika,  $D$  sayap tersebut.

### Pengukuran Gaya Propulsi

Pengukuran *static thrust* dari mesin *Textron Lycoming O 360 series*, daya sebesar 180 HP sudah dilakukan di *test hall* sebelum pesawat WISE-craft kapasitas (1-2) orang di Bojonegara, Banten. *Propeller* terdiri dari 2 bilah dengan 2 jenis *propeller* terlihat pada gambar 11.



Gambar 11. Jenis *Propeller* Dua Bilah

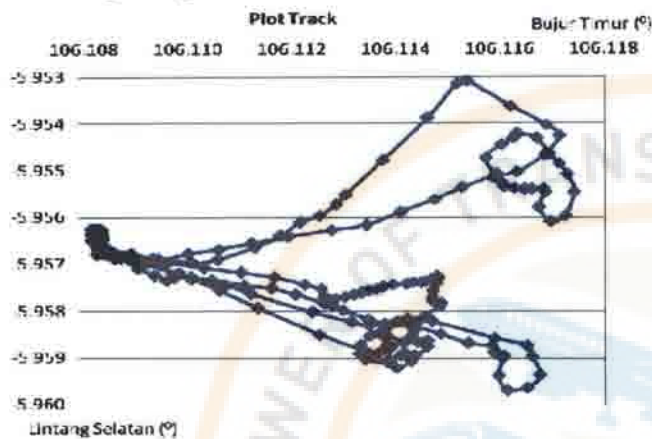
Kondisi udara dan kecepatan angin serta temperatur udara saat pengujian dalam keadaan normal.

Hasil pengukuran *static thrust*,  $T$  adalah 2255.5295

Newton pada putaran *propeller* maksimum dan koefisien gesek dengan lantai adalah 122.5831 Newton.

### Pengujian manuver zig-zag

Hasil pengujian *low speed taxi* dan manuver zig-zag dengan kurva lingkaran tertutup pada *trackpoint data sequence VIII* dari pesawat prototip *WISE-craft* (1-2) orang yang diukur oleh *Global Positioning System* (GPS) yang telah dilaksanakan di Pantai Carita, Bojonegara, Banten pada tanggal 31 Desember 2008 terlihat pada gambar 12.



Gambar 12. Track point data dari GPS.

### Hasil uji terbang pesawat *WISE-craft*

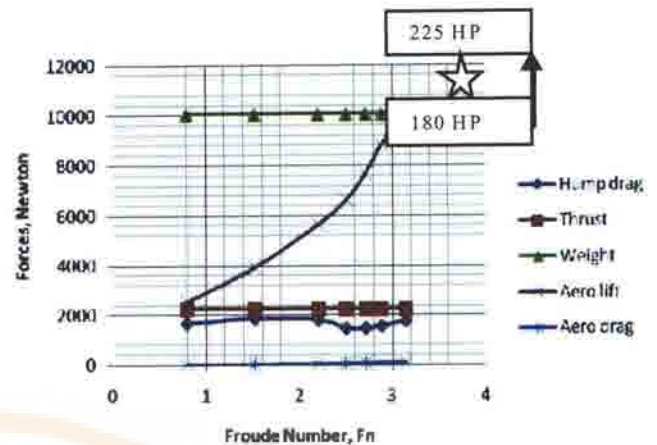
Berdasarkan kajian posisi titik pusat gravitasi, terlihat bahwa titik pusat gravitasi, *C.G* hasil penimbangan sebelumnya berada diluar batas yang diperbolehkan, dimana posisi titik pusat gravitasi, *C.G* tersebut berjarak 3.56 m dari hidung pesawat dan kondisi *tail heavy* pada posisi 31.44 % *MAC*.

Berat total diperkirakan 1.000 kg, maka *power* sebesar 180 *HP* tidak mampu mengangkat pesawat tersebut menuju kondisi *liftoff*. Pada kondisi fase *hydro planing* hanya mampu *rolling* pada kecepatan maksimum 32.0 *knots* ( $Fn = 3.14$ ), seperti terlihat pada gambar 13.



Gambar 13. *WISE-craft* A2B saat *hydro planing*.

Gaya-gaya keseimbangan hasil uji *hydro planing* diperlihatkan oleh gambar 14.



Gambar 14. Gaya hasil uji *hydro planing*.

Sebagai analisis data dari keseimbangan gaya-gaya yang bekerja dari pesawat *WISE-craft* kapasitas (1-2) orang sepanjang *TAK* sumbu angin adalah untuk mengetahui besarnya gaya aerodinamika sebagai fungsi kecepatan, *V*. Data *hump drag* versus kecepatan merupakan seperempat dari harga hasil perhitungan pada konfigurasi 8 orang.

### KESIMPULAN

Kesimpulan yang dapat diambil dari kajian uji terbang pesawat *WISE-craft* A2B kapasitas (1-2) orang:

Koefisien gaya angkat aerodinamika ( $C_L$ ) dan koefisien gaya hambat aerodinamika ( $C_D$ ) digunakan untuk menghitung besarnya gaya angkat aerodinamika dan gaya hambat aerodinamika sayap pada masing-masing kecepatan saat *hydro planing*.

Pada kecepatan, *V* maksimum = 32.0 *knots* ( $Fn = 3.14$ ) dari pesawat prototipe *WISE-craft* kapasitas (1-2) orang mengindikasikan bahwa daya mesin sebesar 180 *HP* ( $H = 2255.5$  Newton) tidak cukup mengangkat *liftoff* pesawat tersebut., dimana kondisi cuaca dimana angin dan gelombang laut cukup besar.

Efek *porpoising* sebagai daerah tidak stabil pada kecepatan  $1.8 < Fn < 3.14$  terlihat dengan jelas.

Perlu penambahan daya mesin menjadi 225 *HP* dan penempatan titik pusat gravitasi, *C.G* limitasi yang tepat.

Parameter non-dimensional aero dan *hydrodynamic derivative* matrik berukuran (5x5) pada *Extended Kalman Filter* (EKF) akan digunakan dalam perancangan sistem kendali terbang *adaptive control* secara *real time* (t).

## DAFTAR PUSTAKA

- Abhijit G. Kallapur, Sreenatha G. Anavatti, UAV Linear Estimation using Extended Kalman Filter, University of New South Wales, Australian Defence Force Academy, *International Conference on Control and Automation, and Intelligent Agents*, 0-7695-2731-0/06
- Annalisa L. Weigel, 2004, *Controls and Stability Lecture*, 30 March.
- B. Pettersson, 2002, *Variable Stability Transfer Function Simulation*, Thesis in Aerospace Henrik Engineering, Virginia Polytechnic Institute & State University, Blacksburg, Virginia, June.
- Chris Fielding, 2000, The design of fly by wire flight control systems, BAE Systems Ltd., *Aerodynamics (W427D)*, Warton Aerodrome, Preston (PR4 1 AX).
- David G. Hull, *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*, Springer
- Donald L. Blowt, David L. Fox, *Hydrodynamics of Fast Ship and Boats*
- Gang Tao, *Adaptive Control Basics and Research*
- H. Sobieczky, 1998, Parametric Airfoils and Wings, in: *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, pp.71-88, Vieweg.
- Ikeda Yoshiho and Katayama Toru, 2000, Porpoising Oscillations of Very High Speed Marine Craft, Department of Marine System Engineering, Osaka Prefecture University, *Mathematical, Physical & Engineering Sciences, Philosophical Transactions of The Royal Society*, series A, vol. 358, no 1771, pp. 1905-1915, The Royal Institution of Naval Architects, UK.
- Ikeda Yoshiho, Katayama Toru and Hideaki Okumura, 2000, Characteristics of Hydrodynamic Derivatives in Maneuvering Equations for Super High Speed Planing Hulls, Department of Marine System Engineering, Osaka Prefecture University, Sakai, Japan, *The Proceedings of the 10th. International Offshore and Polar Engineering Conference*, Vo. 4, pp. 434-444 (ISOPE2000)



## DAFTAR SIMBOL

B2TKS	Balai Besar Teknologi Kekuatan Struktur
BPPH	Balai Pengkajian dan Penelitian Hidrodinamika
$m$	<i>mass of WISE-craft</i>
$V$	<i>airspeed of WISE-craft</i>
$\alpha$	<i>angle of attack</i>
$\beta$	<i>side slip angle</i>
$\varphi, \theta, \Psi$	<i>Euler angle (roll, pitch and yaw)</i>
$p, q, r$	<i>Angular rate on the X, Y and Z in body axes</i>
$C_D$	<i>drag coefficient</i>
$C_L$	<i>lift coefficient</i>
$C_{LF}$	<i>lift coefficient on the tail</i>
$\rho$	<i>air density</i>
$I_x, I_y, I_z$	<i>Inertial moment on the x, y and z axes</i>
$c$	<i>length of MAC</i>
$S$	<i>wing area/ planform</i>
$b$	<i>wing span</i>
$g$	<i>gravitation</i>
$T$	<i>Thrust</i>
$u$	<i>Surge velocity in b-frame (X body axis)</i>
$v$	<i>Sway velocity in b-frame (Y body axis)</i>
$w$	<i>Heave velocity in b-frame (Z body axis)</i>
$p$	<i>Roll rate in b-frame</i>
$q$	<i>Pitch rate in b-frame</i>
$r$	<i>Yaw rate in b-frame</i>
$q_\infty$	<i>dynamic pressure</i>
$C$	<i>chord length</i>
$W$	<i>Weight</i>
$C.G$	<i>Center of Gravity</i>
$c.b$	<i>Center of buoyancy</i>
$MAC$	<i>Mean Aerodynamic Chord</i>