

UJI AERODINAMIK MODEL KAPAL BERSAYAP "WING IN SURFACE EFFECT" SEBAGAI INPUT KAJIAN GERAK PLANNING MENJELANG TAKE-OFF

Iskendar^{*}), A. Farid Widodo^{**}), Taufiq Mulyanto^{***}), Paulus Indiyono^{****})

^{*})Perekayasa Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi, Kedeputan TIRBR, BPPT,
e-address : ken@ceo.bppt.go.id

^{**})Perekayasa UPT. Laboratorium Aero-Gasdinamika dan Getaran, Kedeputan TIRBR, BPPT,
e-address : lagg@dola.net.id

^{***})Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara, Kelompok Keahlian Desain, Operasi dan
Perawatan Pesawat Terbang, ITB
e-address : taufiq.mulyanto@ae.itb.ac.id

^{****})Fakultas Pascasarjana Teknologi Kelautan, PPS-ITS,
e-address : paul@oe.its.ac.id

ABSTRACT

This paper describes aerodynamic tests (wind tunnel tests) for a model of Wing in Surface Effect Craft 8 seater, WiSE-8. The tests were conducted at UPT-Laboratorium Aero Gasdinamika dan Getaran (LAGG)-BPPT, PUSPIPTEK, Serpong, to determine the performance of the lift and pre-take off craft conditions. This craft model with scale of 1:6 was tested with rigid body - upside up - power off method. The profile of craft wing model was aerofoil form, Clark-Y. The craft model test with complete configuration (Wing-Body-Pontoon-Nacelle-Tail) was carried out with the following parameters: wind speed of 20, 30, 40, and 50 m/ sec, angle of attack of -6 to 18 degree, yaw angle of 0 degree, ground board height 0-1 m (in respect to prototype value of 0-6 m). Meanwhile, the tests of air flow visualization were carried out by using wool tuft at speed of 40 m/ sec. The result of wind tunnel test consisting of C_L , C_D , C_M , and C_L/C_D was validated by theoretical calculation using Vortex Lattice Method (VLM) and Datcom software. Then this result was evaluated and extrapolated to predict the movement of WiSE-8 in the pre take off performance condition, especially in the longitudinal direction.

Key words: *WiSE-8 seaters, Wind tunnel test, Lift coefficient, Drag coefficient, Moment coefficient, Lift drag ratio, and take off*

ABSTRAK

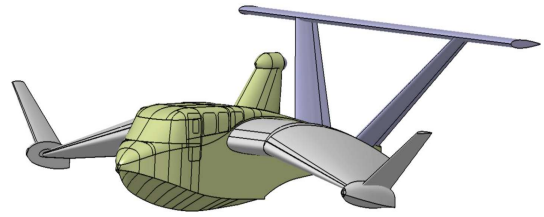
Makalah ini menyampaikan hasil uji aerodinamik (*wind tunnel test*) kapal bersayap dengan teknologi *wing in surface effect (WiSE)* 8 tempat duduk yang di antaranya untuk mengetahui kinerja *lift* menjelang *take off*. Tes dilakukan di UPT – Laboratorium Aero Gasdinamika dan Getaran (LAGG) – BPPT, PUSPIPTEK, Serpong. Uji terowongan angin model kapal bersayap dilakukan dengan metodologi *rigidly body – upside up - power off*. Model uji kapal bersayap dengan profil aerofoil sayap Clark Y mempunyai ukuran skala 1: 6 dari konfigurasi geometrik prototip skala penuh. Uji dilakukan dengan konfigurasi penuh (*Wing-Body-Ponton-Nacelle-Tail*), kecepatan angin $V = 20, 30, 40$, dan 50 m/det; sudut serang model, $\alpha = -6^\circ$ s.d 18° ; sudut *yaw* β maksimum 4° , ke arah negatif maupun positif; ketinggian *ground board* 0 s.d 1 m (ekivalen dengan ketinggian atau jarak yang sesungguhnya antara 0 s.d 6 m); sedangkan pengujian visualisasi aliran udara dilakukan dengan menggunakan *wool tuft* pada kecepatan $V = 40$ m/det. Hasil uji terowongan angin divalidasi dengan perhitungan teoritis menggunakan *Vortex Latice Method (VLM)* dan perangkat lunak *Datcom*. Hasil uji terowongan angin selanjutnya digunakan untuk memprediksi gerak kapal bersayap *WiSE-8* tempat duduk menjelang *take off*, melalui ekstrapolasi.

Kata kunci: *Kapal bersayap WiSE-8 tempat duduk, Uji terowongan angin, Koefisien lift, Koefisien drag, Koefisien momen, Rasio lift terhadap drag, take off*

1 PENDAHULUAN

Uji terowongan angin kapal bersayap teknologi *WiSE* dilakukan dalam rangka penelitian rancang bangun konfigurasi komponen aerodinamik yang terdiri dari *body (fuselage)* sayap dan ekor (*vertical tail plane - VTP* dan *horizontal tail plane - HTP*) yang melekat di *body* dan diperlukan bagi pemenuhan *lift* gerak kapal bersayap tersebut, terutama di saat menjelang *take off* dan terbang layar dengan *surface effect*. Kapal bersayap teknologi *WiSE* kapasitas 8 tempat duduk saat ini sedang dikaji pembangunannya oleh BPPT bekerjasama dengan ITB, ITS, PT. CBI, Djubair OD, BKL, dan Direktorat Jenderal Perhubungan Laut.

Teknologi *Wing in Surface Effect (WiSE)* merupakan teknik pemanfaatan efek pemampatan udara permukaan yang terjadi pada objek benda terbang rendah. Fenomena efek permukaan dipertahankan dengan menjaga ketinggian terbang tetap rendah (Delhay H., 1997; *WiSE*, Tim LPPM-ITB 2005; Wolf W.B. de, 2002). Tantangannya terletak pada penentuan konfigurasi wahana yang merupakan kombinasi geometri aerodinamik komponen seperti sayap, badan, dan ekor yang membuat wahana menjadi stabil dan cenderung mempertahankan ketinggian terbangnya (Wolf W.B. de, 2002). Karena ketinggian terbang yang rendah maka variasi ketinggian harus dijaga secara sangat hati-hati. Untuk itu perlu memilih rekayasa bentuk profil wahana baik profil sayap maupun ekor yang tepat (Collu M., Patel M., Trarieux F., 2008). Teknologi ini diterapkan pada kapal yang dilengkapi dengan sayap dan ekor sebagaimana ditunjukkan dalam Gambar 1-1.

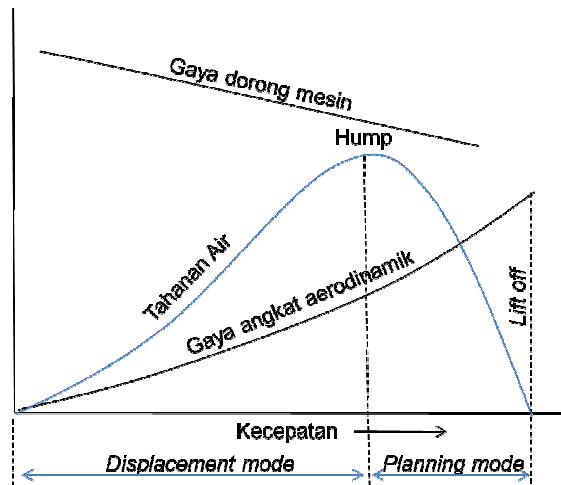


Gambar 1-1: Konfigurasi *WiSE-8*, sebuah kapal yang dilengkapi dengan sayap dan ekor

Bentuk lambung *body (fuselage)* kapal bersayap dipilih mempunyai tipe dasar rata berstep (*stephull - planning craft*) (Husa B., 2000), sedangkan bentuk sayap dipilih tipe *shouldered reverse delta* (LAGG, 2004; *WiSE*, Tim LPPM-ITB, 2005), yang kesemuanya ditujukan untuk memenuhi luas permukaan dasar bagi kebutuhan daya angkat hidrodinamik maupun aerodinamik, sehingga pada kecepatan dimana gaya angkat $\geq$ berat kapal, kapal bergerak terangkat dari permukaan air dan *take off*. Khususnya untuk gerak kapal di air menjelang *take off* sering kita sebut dengan gerak "*planning*". Kinerja gerak *planning* kapal bersayap ini diperoleh melalui uji tarik di towing tank laboratorium hidrodinamik. Untuk *WiSE-8*, uji tarik dilakukan di UPT-BPPH (Balai Penelitian dan Pengkajian Hidrodinamika) BPPT, di Surabaya (Indonesian Hydrodynamic Laboratory – IHL, 2008).

Dalam upaya menghindari gerak *sticking* (gerak *heave* negatif, kapal tidak terangkat dari permukaan air) ataupun *porpoising* (gabungan gerak *heave* dan *pitch*, kapal melompat-lompat bagaikan lumba-lumba) di dalam gerak *planning* perlu gaya *lift* hidrodinamik dan aerodinamik yang seimbang (Faltinsen O.M., 2005; Husa B., 2000; Martin M., 1978), untuk mengangkat kapal bersayap *take off*, dimana menjelang *take off* gaya angkat dan tahanan hidrodinamik menuju angka nihil, sedangkan gaya *lift* aerodinamik dan efek permukaan air meningkat dan

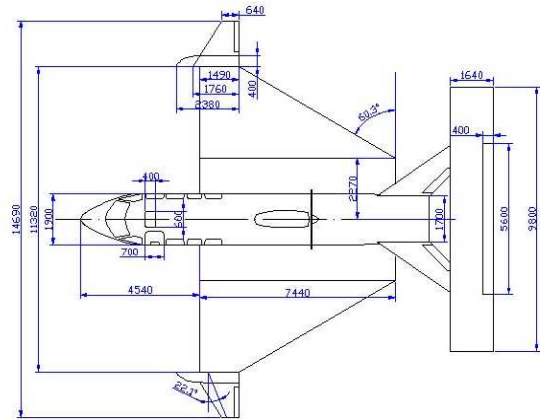
mampu melanjutkan mengangkat kapal bersayap ini untuk terbang dengan efek permukaan dengan baik sebagaimana ditunjukkan dalam kurva hipotetik tahanan kapal dan gaya angkat aerodinamik vs kecepatan pada Gambar 1-2.



Gambar 1-2: Kurva hipotetik karakteristik gaya angkat dan tahanan air (hidrodinamik) vs kecepatan kapal bersayap

Kapal bersayap *WiSE-8* dirancang untuk dapat terbang layar dengan baik dan *lift off* pada kecepatan 55 knot, berat maksimum awal terbang (*MTOW - Maximum Take Off Weight*) 3200 kg dan terbang layar dengan *surface effect* pada kecepatan 80 knot (*WiSE*, Tim LPPM-ITB, 2005).

Untuk memenuhi *design requirements and objective* sebagaimana tersebut di atas, sayap *WiSE-8* dipilih *fixed wing, shouldered reverse delta* dengan luas sayap 64 m², *wingtip* 2 X 5,72 m² dan bentuk aerofoil Clark Y. Ekor vertikal dengan sudut pasang 46° (*back-sweep*) dan 56° (*dehidral*) mempunyai luas 2 X 9,9 m², sedangkan ekor horisontal mempunyai luas 16,07 m² (Gambar 1-3). Bentuk aerofoil baik ekor vertikal maupun horisontal digunakan NACA 0012 (Abbot I.H., & Doenhoff A.E.Von, 1959; Katz J. & Plotkin A., 2001; *WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005).



Gambar 1-3: Rencana umum dimensi pandangan atas bentuk sayap dan ekor (*WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005)

Untuk dapat memberikan data kinerja bentuk dan ukuran kapal bersayap sebagaimana tersebut di atas dilakukan uji model, baik dari aspek hidrodinamik maupun aerodinamik. Berkaitan dengan uji terowongan angin, makalah ini menyampaikan aspek aerodinamik hasil uji model kapal bersayap pada fasilitas wind tunnel ILST UPT – LAGG, BPPT, di Serpong Jakarta, yang dibutuhkan bagi perancangan kapal bersayap *WiSE-8*, di antaranya untuk input kajian hidrodinamik gerak *planning* arah longitudinal menjelang kapal bersayap *take off*. Dengan sasaran bahwa dalam proses *take-off* dapat berkinerja stabil terhindar dari peristiwa *sticking* dan *porpoising*.

2 METODOLOGI

Metodologi uji terowongan angin model kapal bersayap *WiSE-8* untuk input kajian gerak *planning* menjelang *take off* dilakukan dengan mengikuti standar pengujian UPT-LAGG BPPT. Sebagai catatan bahwa gerak *planning* menjelang *take off* mempunyai kriteria arah gerak yang lurus dan longitudinal. Hasil uji selanjutnya dibandingkan dengan hasil perhitungan numerik berdasarkan *Vortex Lattice Method - VLM* (*WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005) dan *Datcom* (*WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005). Secara

lebih rinci metodologi pengujian dijelaskan pada butir-butir berikut ini.

2.1 Notasi

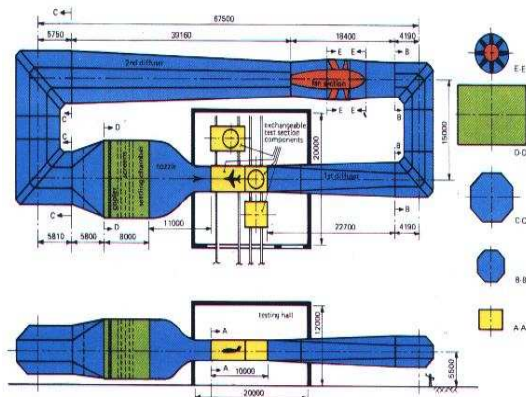
- C_D = koefisien *drag*
 C_L = koefisien *lift*
 C_M = koefisien momen
 C_{Lmax} = koefisien *lift* maksimum
 L = gaya angkat *lift* (kN)
 D = gaya *drag* udara yang timbul (kN);
 V = kecepatan (m/ det)
 α = sudut serang ($^\circ$)
 ρ = kerapatan masa udara = 1,164 kg/ m³;
 S = luas permukaan *lifting surface* (m²);

2.2 Model Uji

Berdasarkan data teknis geometrik kapal bersayap *WiSE-8*, dan menyesuaikan dengan fasilitas uji terowongan angin di UPT-LAGG BPPT, model uji terowongan angin dibuat dengan skala 1 : 6. Adapun data teknis kapal bersayap *WiSE-8* secara rinci ditunjukkan dalam Tabel 2-1.

2.3 Set-Up Model Uji

Fasilitas uji utama UPT LAGG BPPT berupa terowongan angin kecepatan rendah (*Low Speed Wind Tunnel*) dengan sirkuit tertutup mempunyai *section* terowongan tengah dengan panjang total 67.5 m, lebar 18 m, dan mempunyai ketinggian 5.5 m di atas tanah. Ukuran penampang lintang ruang uji (*test section*) 4 m X 3 m, panjang 10 m, lihat Gambar 2-1 (LAGG, 2004).



Gambar 2-1: Fasilitas terowongan angin UPT-LAGG-BPPT (LAGG, 2004)

Di ruang uji model *WiSE-8* dihubungkan ke *External Balance* dengan menggunakan *wing strut*. Bagian ujung *wing strut* terdapat *bayonet* yang berhubungan langsung dengan bagian *wing* model. Dengan adanya *bayonet*, ketinggian *wing* kanan dan kiri dapat diatur sedemikian rupa sehingga *wing* kanan dan kiri tersebut mempunyai ketinggian yang sama. Model uji ditempatkan tepat berada di tengah *test section*, sehingga mempunyai jarak yang sama ke dinding *test section* sebelah kiri maupun kanan. Hal ini dilakukan dengan mengatur posisi *wing strut* yang terpasang pada *External Balance*.

Tabel 2-1: DATA TEKNIS KAPAL BERSAYAP *WiSE-8*

Geometri	Unit	Sayap	Ekor H'sontal	Ekor V'tikal
Luas	M ²	64,00	16,07	9,90
Aspect Ratio		2,00	5,96	0,99
Taper Ratio		0,20	1,00	0,56
Sudut Dihedral	$^\circ$	-14,60	0	53,00
MAC	M	6,35	1,64	1,62
Lebar Sayap	M	11,32	9,80	3,13
Chord Root	M	7,44	1,64	2,00
Chord Tip	M	1,49	1,64	2,00
Airfoil		CLARK Y	NACA 0012	NACA 0012
Lambung Kapal (Fuselage)				
Panjang	M	13,28	-	-
Lebar	M	1,90	-	-

Karena untuk uji ini dipasang *ground board*, maka konfigurasi pengujian dipilih *upside-up*, sehingga *bayonet* dihubungkan dengan bagian *upper wing*, dan dihubungkan ke *wing strut*, juga dihubungkan ke *External balance* melalui *pitching wire*. *Pitching wire* dipasang di bagian *nose* model untuk pengaturan sudut serang (α). Model diberi *preload* yang dibebankan melalui *preload wire*. Besarnya *preload* bervariasi, sesuai konfigurasi model. Pada pengujian ini, *preload* maksimum diambil sebesar 250 kg.

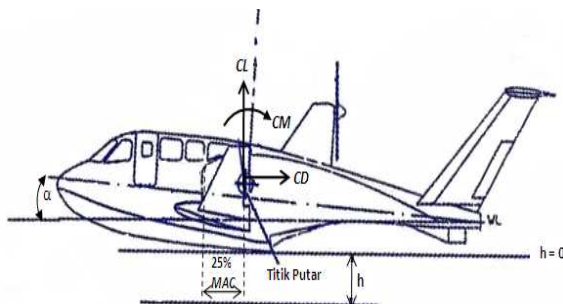
Permukaan air atau *ground* dimodelkan dengan *ground board* yang diletakkan di bawah model dan dapat diatur ketinggiannya terhadap dasar model uji. Pengaturan jarak model terhadap *ground board* dilakukan dengan menaikturunkan *ground board* dari bawah *test section*, dan dilakukan pada saat *wind off*. Luas *ground board* mendekati luas *test section*, (4 x 6) m².

Di dalam model uji dipasang *Q-Flex* yang berfungsi untuk mengukur sudut kedudukan model. Dengan adanya *Q-Flex*, pengukuran sudut serang α dapat dilakukan dengan akurat, karena langsung diukur pada modelnya, tidak melalui α -mechanism yang terpasang di *External Balance*. *Set-Up* pemasangan model uji di *test section* selanjutnya dapat dilihat pada photo dokumentasi Gambar 2-2.



Gambar 2-2: Tes-setup model uji aerodinamik (LAGG, 2006)

Alignment terhadap pemasangan model uji dilakukan dengan menggunakan *theodolite* dan *inclinometer*. Dengan demikian, model terpasang dengan tepat di tengah *test section*.



Gambar 2-3: Bagan arah pengukuran model uji aerodinamik (LAGG, 2006)

Konvensi arah gaya dan momen, serta arah sudut α diambil seperti Gambar 2-3 di atas. Sudut serang (α) didefinisikan sebagai sudut antara garis *body axis* dengan arah angin. Besaran h (ketinggian) didefinisikan sebagai jarak antara titik terbawah model terhadap *ground board* pada sudut serang $\alpha = 4^\circ$ (LAGG, 2006).

2.4 Akuisisi dan Koreksi Data

Persamaan standar untuk perhitungan koefisien lift (C_L), koefisien drag (C_D), dan koefisien momen (C_M) dalam uji aerodinamik adalah sebagai berikut:

Koefisien lift:

$$C_L = \frac{L}{q X S} \quad (2-1)$$

Koefisien tahanan udara (drag):

$$C_D = \frac{D}{q X S} \quad (2-2)$$

Koefisien momen:

$$C_M = \frac{M}{q X S X c} \quad (2-3)$$

Besaran momen (M) dihitung terhadap titik putar pada posisi titik 25% dari rata-rata panjang *cord* sayap (*MAC*).

Tekanan dinamik:

$$q = \frac{\rho x V^2}{2} \quad (2-4)$$

Dalam pengolahan data hasil uji dilakukan beberapa koreksi, yang mencakup koreksi berat (*weight correction*), koreksi angka nihil (*zero correction*), koreksi pengaruh interferensi dinding terowongan (*tunnel wall interference correction*), ditambah dengan koreksi strut (*tare-force correction*) yang dilakukan secara *offline* di akhir pengujian (LAGG, 2006; Sariman, 2005; Vries, O. D.).

2.4.1 Koreksi berat (*Weight correction*)

Selama pengujian, model digerakkan dengan beberapa posisi sudut serang α , di mana setiap posisi sudut serang ini akan mengubah lokasi titik berat model, beban *preload*, dan pusat titik berat α -segment dari *external balance* terhadap pusat *balance*. Hal ini

mengubah hasil pengukuran *pitching moment*, yang bukan disebabkan oleh gaya aerodinamis. Koreksi ini dilakukan dengan pengujian tanpa angin. Data yang diperoleh dari setiap perubahan α digunakan untuk mengoreksi data pengujian yang sebenarnya pada α yang sama.

2.4.2 Koreksi angka nihil (Zero correction)

Koreksi ini dilakukan pada proses *off-line* dan setelah suatu pengujian selesai dilakukan. Ada pembacaan *zero* pertama dan kedua di setiap uji, dimana pembacaan data pengujian terletak di antaranya. Pengukuran *zero* dilakukan untuk mendapatkan pembacaan tiap instrumen sebelum dan sesudah uji dilakukan, dengan kondisi tanpa angin. Pada pengolahan data *off-line*, setiap *data point* dikoreksi terhadap sebuah nilai koreksi *zero*, yang sama dengan $(R_{02}R_{01})/(M_{c2}M_{c1})$ dimana R_{02} dan R_{01} adalah pembacaan data pada *zero* kedua dan pertama, sedangkan M_{c2} dan M_{c1} masing-masing adalah jumlah siklus pengukuran dari *zero* kedua dan pertama.

2.4.3 Koreksi pengaruh interferensi dinding terowongan (Tunnel Wall Interference Corrections)

Koreksi pengaruh interferensi dinding terowongan angin dilakukan dengan pendekatan rumus sebagai berikut:

- Koreksi aliran yang mendekati sayap
 $\Delta\alpha = C_1 CL'_w$
 di mana C_1 adalah faktor interferensi *lift*.
- Koreksi aliran yang mendekati Ekor Horizontal (HTP),
 $\Delta\alpha_h = C_8 CL'_w$
 di mana C_8 adalah koefisien *tail pitch angle interference*.
- Koreksi Drag
 $C_D = C_{D'w} \cos(\Delta\alpha) + CL'_w \sin(\Delta\alpha)$.
- Koreksi momen *pitching* awal
 $\Delta C_{M1} = C_7 \cdot C_{L'w}$

di mana C_7 adalah faktor koreksi momen *pitching* awal.

- Koreksi momen *pitching* kedua
 $\Delta C_{M2} = C_{10} \cdot C_{L'w}$
 di mana C_{10} adalah faktor koreksi momen *pitching* kedua.
- Koreksi *Lift* akibat adanya ekor
 $\Delta C_L = - C_9 \cdot (\Delta\alpha_h - \Delta\alpha)$
 di mana C_9 adalah koefisien koreksi *lift*.

2.4.4 Koreksi strut (Tare force correction)

Hasil pengujian dikoreksi terhadap gaya-gaya *tare* (gaya-gaya aerodinamik yang dihasilkan akibat dari sebagian *strut* terkena aliran udara). Gaya *tare* pada *wing struts* diukur tanpa model di dalam seksi uji, pada kecepatan angin 50 m/det. Pengukuran *tare* dilakukan pada setiap variasi sudut dalam pengujian ini. Pada setiap variasi uji, nilai direkam pembacaannya pada *external balance*, kemudian dipergunakan untuk uji yang sebenarnya. *Tare correction* setiap nilai hasil pengujian ini dilakukan dengan mengurangi nilai pembacaan uji yang sebenarnya di *external balance* atas *tare measurement* tersebut.

2.5 Program Pengujian

Pengujian yang diperlukan bagi input kajian gerak *planning* kapal bersayap mencakup pengukuran parameter koefisien *lift* (C_L), koefisien *drag* (C_D), dan koefisien momen (C_M) berdasarkan ketinggian terbang (h) dan beberapa sudut serang (α) kapal bersayap *WiSE-8* dalam konfigurasi penuh. Dengan demikian program uji terowongan angin yang diamati adalah mencakup hal-hal sebagai berikut (LAGG, 2006):

- Uji dengan konfigurasi penuh, atau dengan konfigurasi *WBPVH*, dimana :
 W : Wing
 B : Body
 P : Pontoon
 N : Nacelle
 V : Vertical Tail Plane

H : Horizontal Tail Plane

- Kecepatan angin bervariasi, $V = 20, 30, 40$, dan 50 m/det, yang selanjutnya harus diekstrapolasi ke kecepatan $V = 3,11$ s.d $6,22$ m/det sesuai dengan kecepatan uji tarik di towing tank UPT-BPPH-BPPT di Surabaya.
- Sudut serang model α , bervariasi dari -6° sampai dengan 18° atau maksimum disesuaikan dengan keadaan *ground board*.
- Ketinggian *ground board* 0 s.d 1 m (ekivalen dengan ketinggian atau jarak yang sesungguhnya antara 0 s.d 6 m).
- Pengujian visualisasi pengamatan aliran udara menggunakan *Wool tuft* pada kecepatan $V = 40$ m/det

Untuk konfigurasi *WBNPVH*, pengujian dilakukan dengan kecepatan angin 30 m/det, dimana kedua jenis pengujian tersebut dilakukan dengan kesamaan variasi α dan h .

Pengambilan data pengamatan aliran udara secara visual dilakukan dengan menggunakan *wool tuft* juga dilakukan pada konfigurasi *WBNPVH*.

Hasil uji selanjutnya dibandingkan dengan hasil analisis *VLM* dan *Datcom* serta diekstrapolasi untuk input kajian hidrodinamik pada gerak *planning* menjelang *take off* (Indonesian Hydrodynamic Laboratory – IHL, 2008; Katz J. & Plotkin A., 2001).

3 HASIL UJI DAN PEMBAHASAN

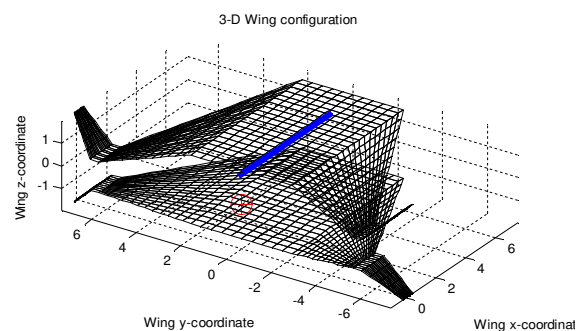
Hasil pengujian disajikan dalam bentuk grafik, berdasarkan uji konfigurasi penuh (*WBNPVH*) sebagaimana ditulis berikut ini.

3.1 Konfigurasi Penuh (Full Configuration)

Untuk konfigurasi penuh disajikan grafik C_L vs α , C_D vs α , C_m vs α , serta C_L/C_D vs α dengan berbagai variasi ketinggian $h = 0$ s.d 6 m, seperti ditunjukkan pada Gambar 3-2 s.d 3-5.

3.2 Validasi VLM - Datcom untuk Variasi Ketinggian

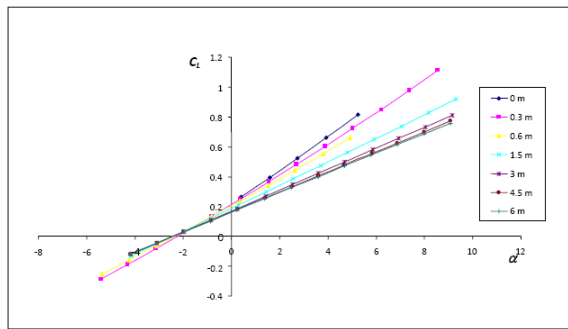
Hasil uji terowongan angin divalidasi menggunakan *Vortex Lattice Method - VLM* (untuk *wing alone* – lihat Gambar 3-1) dan *Datcom* (*WiSE* Tim LPPM-ITB 2005; *WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005). Hasil perbandingan parameter C_L vs h , C_D vs h , C_m vs h , dan C_L/C_D vs h (ketinggian) pada $\alpha = 4^\circ$ dimana pada sudut serang ini terjadi harga C_L/C_D maksimum, ditunjukkan oleh kurva pada Gambar 3-7. Sedangkan kurva dalam Gambar 3-8, masing-masing menunjukkan perbandingan parameter C_L vs α , C_D vs α , C_m vs α , serta C_L/C_D vs α hasil perhitungan *VLM* dan hasil pengujian *Wind Tunnel* konfigurasi penuh pada ketinggian $h = 0$ m.



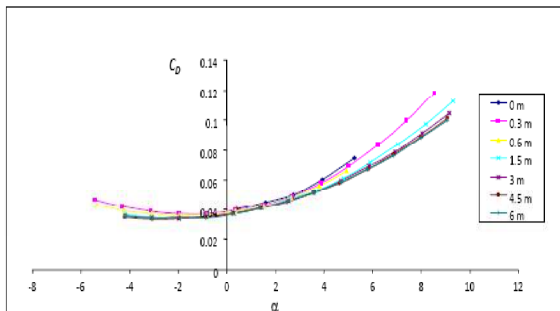
Gambar 3-1: Model sayap 3 dimensi pada analisis *VLM* (-BPPT. *WiSE* Tim LPPM-ITB, 2005)

3.3 Ekstrapolasi untuk Input Kajian Hidro-dinamik

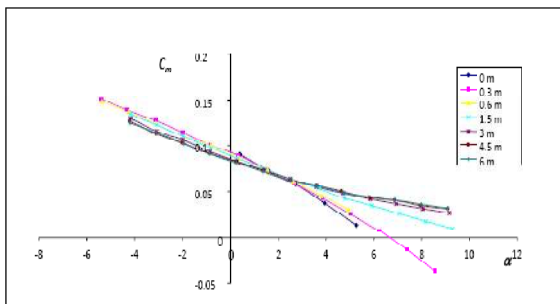
Untuk dapat digunakan dalam kajian karakteristik hidrodinamik hasil uji terowongan angin perlu dilakukan ekstrapolasi, mengingat kecepatan uji terowongan angin di UPT-LAGG Serpong, besarnya jauh di atas kecepatan uji tarik yang dilakukan di kolam hidrodinamik UPT-BPPH, Surabaya. Kecepatan angin terendah pada pelaksanaan uji terowongan angin *WiSE-8* sebesar 30 m/det (LAGG, 2006), sedangkan kecepatan tertinggi pada uji *WiSE-8* di kolam hidrodinamika sebesar $6,22$ m/det [Indonesian Hydrodynamic Laboratory – IHL, 2008).



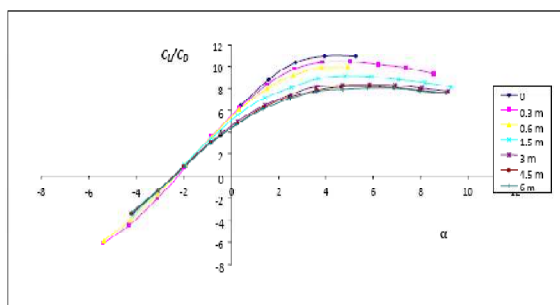
Gambar 3-2: C_L vs α , konfigurasi penuh dengan variasi ketinggian h (LAGG, 2006)



Gambar 3-3: C_D vs α , konfigurasi penuh dengan variasi ketinggian h (LAGG, 2006)



Gambar 3-4: C_m vs α , konfigurasi penuh dengan variasi ketinggian h (LAGG, 2006)

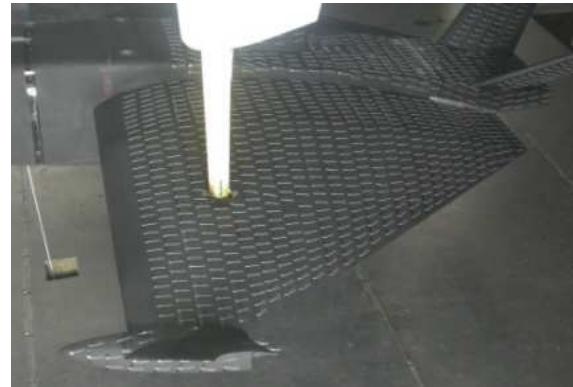


Gambar 3-5: C_L/C_D vs α , konfigurasi penuh dengan variasi ketinggian h (LAGG, 2006)

3.4 Pengamatan Aliran Udara

Pengamatan aliran udara secara visual dilakukan dengan menggunakan

wool tuft pada konfigurasi WBNPVH. $V = 40$ m/s, ketinggian model 50 cm dari ground board. Aliran udara pada konfigurasi uji tersebut menunjukkan aliran yang smooth tidak ditemukan adanya aliran separasi (lihat photo pada Gambar 3-6).



Gambar 3-6: Visualisasi aliran dengan menggunakan wool tuft untuk konfigurasi WBNPVH, $V = 40$ m/s, ketinggian model 50 cm dari ground board [(LAGG, 2006)]

3.5 Pembahasan

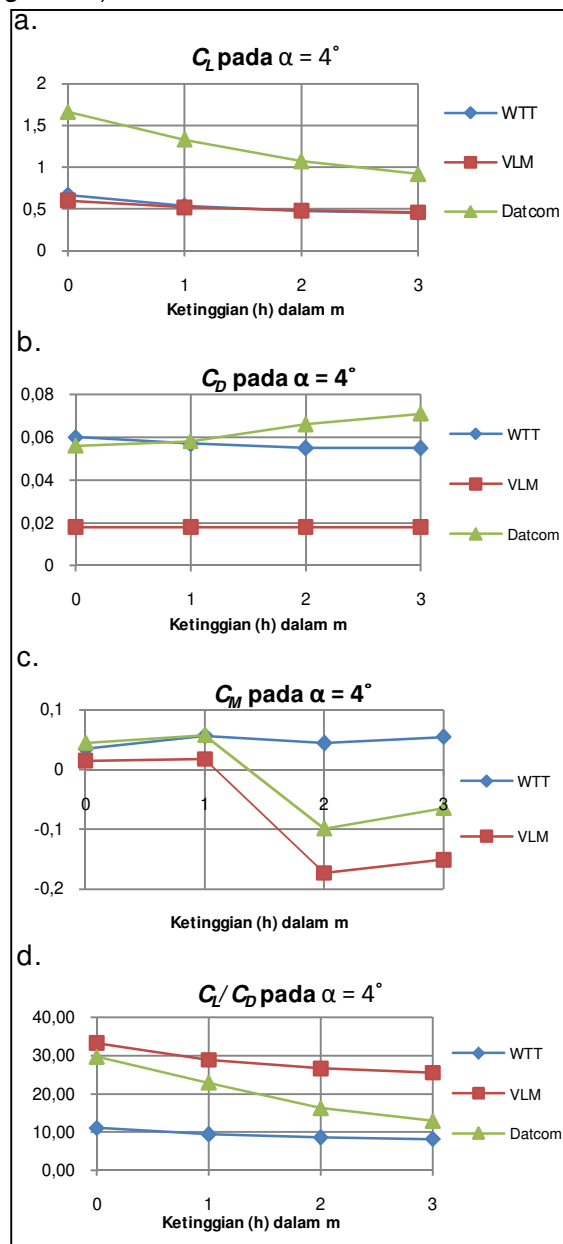
3.5.1 Karakteristik aerodinamik

Karakteristik aerodinamik dalam besaran efisiensi C_L/C_D ditunjukkan dalam kurva di Gambar 3-7d dan Gambar 3-8d. Hasil uji aerodinamik terdekat dengan permukaan air adalah pada ketinggian $h = 0$ m. Pada ketinggian ini harga C_L/C_{Dmax} terjadi pada $\alpha \approx 4^\circ$, dimana harga $C_L/C_D = 10,63$; $C_L = 0,67$; $C_D = 0,063$; $C_M = 0,035$.

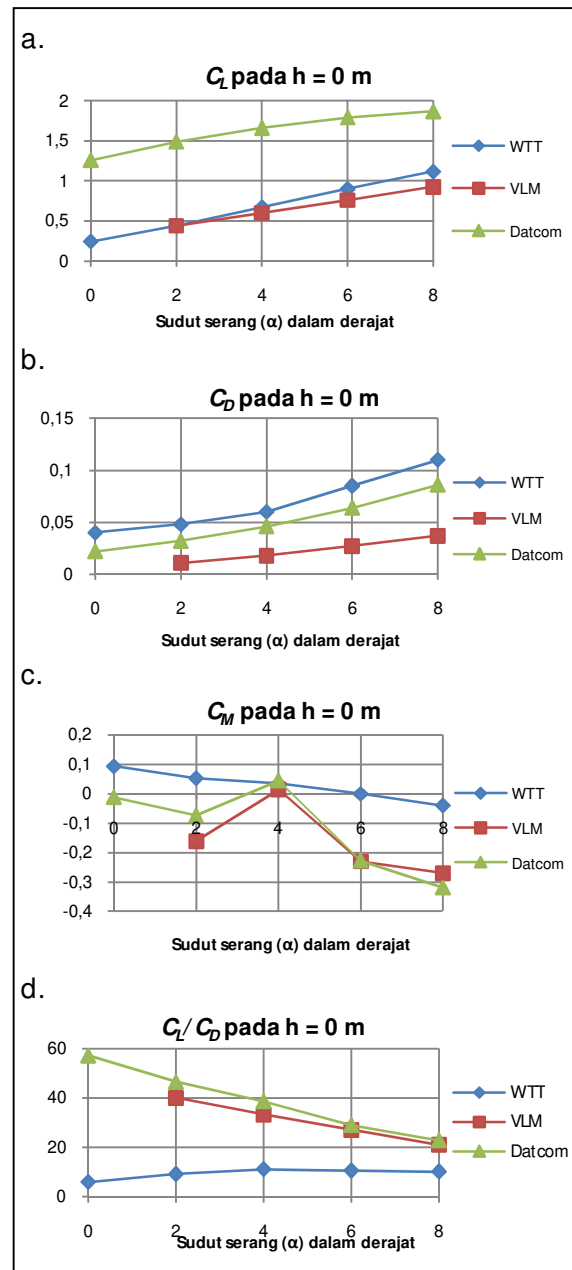
Pada sudut $\alpha = 6^\circ$ dan $\alpha = 8^\circ$ (lihat Gambar 3-8d) menunjukkan harga C_L/C_D yang besar 10,59 dan 10,18, namun terdapat kecenderungan momen tukik yang negatif, sehingga gaya angkat kapal bersayap akan cenderung berkurang, sedangkan tahanan bertambah. Hal ini perlu diimbangi dengan peningkatan gaya angkat oleh ekor horisontal atau elevator maupun ekor vertikal (HTP dan VTP). Salah satu alternatif perlu modifikasi sudut pasang $Htail \sim 2^\circ$ yang sebelumnya hanya dipasang dengan sudut $Htail \sim 1^\circ$.

3.5.2 Kestabilan

Kapal bersayap stabil statik ($C_{ma} < 0$) namun pada sudut serang $\alpha = 0^\circ$ s.d 4° , kapal bersayap memiliki momen tukik positif yang menjadikan keadaan tidak seimbang, sehingga pada α tersebut kapal bersayap hanya dapat diimbangi dengan *elevator*. Sebagai catatan bahwa sudut serang α trim tanpa ada intervensi dari *elevator* bervariasi antara 6° pada ketinggian 0 m sampai sekitar $> 4^\circ$ pada ketinggian di atas 3 meter atau kondisi *free air* (terbang tanpa pengaruh *ground*).



Gambar 3-7: Karakteristik aerodinamik pada $\alpha = 4^\circ$ (LAGG, 2006; WiSE Tim LPPM-ITB, 2005; WiSE Tim LPPM-ITB, 2005)



Gambar 3-8: Karakteristik aerodinamik pada $h = 0$ m (LAGG, 2006; WiSE Tim LPPM-ITB, 2005; WiSE Tim LPPM-ITB, 2005)

3.5.3 Validasi Metode Prediktif

Hasil uji terowongan angin dan hasil prediksi menggunakan pendekatan *VLM* memiliki pola kecenderungan yang sama (Gambar 3-7 dan Gambar 3-8). Perbedaan maksimal sebesar 17,5 %. Sedangkan antara *VLM* dengan *Datcom* memiliki perbedaan harga rata-rata yang cukup jauh (35,7% s.d. 56,4%). Hal ini dimungkinkan terjadi, karena pada analisis *VLM* terdapat beberapa hal yang

perlu diketahui. Pendekatan *VLM* dalam mensimulasikan *ground effect* dilakukan dengan teknik pencerminan sayap di bawah permukaan sayap yang bersangkutan (*mirror analysis*). Di samping itu, *VLM* tidak dapat mengestimasi *drag* tahanan kekentalan (*friction drag*), sehingga hasilnya selalu lebih kecil dari yang sebenarnya. Perhitungan *VLM* hanya ditujukan kepada sayap saja, tidak terhadap konfigurasi penuh, sebagaimana analisis dengan *Datcom*, sehingga harga momen yang timbul (C_M) juga berbeda. Sedangkan perangkat *Datcom* dalam perhitungan *ground effect* menggunakan pendekatan perhitungan empirik, dimana lebih tepat untuk analisis pesawat konvensional, yang mempunyai harga *aspect ratio* besar. Estimasi *drag* di dalam *Datcom* juga berdasarkan data empirik pesawat transport dan misil. Namun demikian jika diamati terhadap pola atau trend perubahan nilai parameter kesemuanya mendekati kesamaan (Gambar 3-7 dan Gambar 3-8). Sehingga hasil ini masih relevan untuk digunakan dalam prediksi gerak *planning* kapal bersayap.

3.5.4 Implementasi input kajian hidrodinamik saat gerak *planning*

Karakteristik aerodinamik pada $h = 0$ m dan $\alpha = 4^\circ$ sebagaimana tersebut pada Gambar 3-7 merupakan harga yang paling dekat dengan gerak *planning* hidrodinamik kapal bersayap *WiSE-8*, sehingga harga $C_L/C_D = 10,63$; $C_L = 0,67$; $C_D = 0,063$; $C_M = 0,035$ dijadikan input bagi analisis kinerja *planning* hidrodinamik menjelang *take-off*. Sehingga berdasarkan harga C_L , C_D , dan C_M ini, dan untuk kecepatan gerak *planning* antara 3,11 m/det sampai dengan 6,22 m/det, harga $MTOW = 3200$ kg, dan luas *lifting surface* (S) = 99,87 m², akan memperoleh gaya-gaya aerodinamik sebesar angka-angka sebagai berikut:

- gaya angkat (L) = (376,66 ~ 1506,65) kN;
- *drag* (D) = (11,39 ~ 141,67) kN; dan

- momen trim (M) = 0,279 Nm.

4 KESIMPULAN

Dari hasil uji dan pembahasan sebagaimana diutarakan di atas dapat disimpulkan bahwa:

Hasil uji aerodinamik terdekat dengan permukaan air pada ketinggian $h = 0$ m diperoleh harga efisiensi $C_L/C_{Dmax} = 10,63$ dan terjadi pada $\alpha \approx 4^\circ$.

Pada kondisi efisiensi terbaik diperoleh harga $C_L = 0,67$, $C_D = 0,063$, $C_M = 0,035$.

Berdasarkan harga C_L , C_D , dan C_M di atas, maka untuk kecepatan gerak *planning* antara 3,11 m/det sampai dengan 6,22 m/det, diperoleh gaya-gaya aerodinamik berupa gaya angkat (L) = 376,66 ~ 1506,65 kN; *drag* (D) = 11,39 ~ 141,67 kN; dan momen trim (M)=0,279 Nm. Selanjutnya karakteristik aerodinamik ini digunakan untuk input bagi kajian hidrodinamik gerak *planning* kapal bersayap *WiSE-8*.

Ucapan Terima Kasih

Penulis menyampaikan penghargaan dan ucapan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada segenap pimpinan dan para peneliti serta perekayasa UPT LAGG BPPT yang telah memfasilitasi dan mendukung pelaksanaan uji terowongan angin kapal bersayap *WiSE*, sehingga pengujian dapat terlaksana dengan baik.

DAFTAR RUJUKAN

- Abbot I.H., & Doenhoff A.E.Von, 1959. *Theory of Wing Sections*, Dover Publications Inc., New York, USA.
- Collu M., Patel M., Trarieux F., 2008. *High Speed Marine Vehicles with Aerodynamic Surfaces: Development of a Dynamic Model for a Novel Configuration*, Cranfield Multi Strand Conference 2008, Cranfield University, Cranfield, UK.

- Delhay H., 1997. *An Investigation into the Longitudinal stability of Wing in Ground Effect Vehicles*, MSc Thesis, Cranfield University.
- Faltinsen O.M., 2005. *Hydrodynamic of High-Speed Marine Vehicles*, Cambridge University Press, New York, USA.
- Husa B., 2000. *Stepped Hull Development for Amphibious Aircraft*, Report for Orion Technologies, Aerospace Design and Engineering.
- Indonesian Hydrodynamic Laboratory – IHL, 2008. *Pengujian Hydrodynamic Drag WiSE-8*, Laporan Uji WiSE-8, UPT-BPPH, BPPT, Surabaya.
- Katz J. & Plotkin A., 2001. *Low Speed Aerodynamics*, Edisi 2, Cambridge University Press, New York, USA.
- LAGG, 2004. *Development of a New Wing-in-Ground-effect Craft*, Laporan RUTI 2004, UPT-LAGG, BPPT, Serpong, Jakarta.
- LAGG, 2004. *LAGG-BPPT Facility*, <http://lagg.or.id/facility.htm>.
- LAGG, 2006. *Pengujian Model WiSE – 8 di ILST*, Laporan Eksperimen 123, UPT.LAGG-BPPT, Serpong, Jakarta.
- Martin M., 1978. *Theoretical Determination of Porpoising Instability of High-Speed Planing Boat*, Journal of Ship Research, Vol. 22, No. 1, halaman 32-53.
- Sariman, 2005. *Koreksi Strut Pada Pengujian Terowongan Angin Model Pesawat CN235 - Meltem*, Eksperimen 0117, LAGG.TR. 04.0009.R., UPT-LAGG BPPT, Jakarta.
- Vries, O. D., (-). *Equations for the Data Processing ILST*. National Aerospace Laboratory, NLR.
- WiSE Tim LPPM-ITB, 2005. *WiSE 8 Aerodynamic Prediction Based on Datcom*, Laporan akhir Desain konfigurasi, preliminary design WiSE 8, LPPM ITB-BPPT.
- WiSE Tim LPPM-ITB, 2005. *WiSE 8 Aerodynamic Prediction Based on Vortex Lattice Method (VLM)*, Laporan akhir Desain konfigurasi, preliminary design WiSE 8, LPPM ITB-BPPT.
- WiSE, Tim LPPM-ITB, 2005. *Design Requirements and Objective*, Laporan akhir Desain konfigurasi, preliminary design WiSE 8, LPPM ITB-BPPT.
- Wolf W.B. de, 2002. *Aerodynamic investigations on a wing in ground effect*, National Aerospace Laboratory NLR.