

# PREDIKSI DAN ANALISIS KESTABILAN GERAK LONGITUDINAL KAPAL BERSAYAP *WING-IN-SURFACE EFFECT*

**Hari Muhammad**

Departemen Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Bandung, Jl. Ganesa No. 10 Bandung-40132  
Email: harmad@ae.itb.ac.id

## **Ringkasan**

*Makalah ini membahas masalah kestabilan wahana kapal bersayap 'Wing in Surface Effect' (WiSE). Parameter aerodinamika kapal bersayap hasil rancangan bersama antara Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi, PT Dirgantara Indonesia dan Institut Teknologi Bandung, dihitung dengan menggunakan perangkat lunak Datcom Digital buatan Angkatan Udara Amerika Serikat. Harga parameter aerodinamika yang diperoleh kemudian digunakan untuk memprediksi karakteristik kestabilan gerak longitudinal wahana tersebut. Pengaruh permukaan (surface effect) pada beberapa parameter aerodinamika, yang selanjutnya akan mempengaruhi kestabilan gerak longitudinal wahana kapal bersayap WiSE akan didiskusikan pada makalah ini.*

## **Abstract**

*This paper discusses the stability of Wing-in-Surface-Effect (WiSE) craft. The aerodynamic parameters of new WiSE craft jointly designed by the Agency for the Assessment and Application of Technology, Indonesian Aerospace Ltd. and Institute of Technology Bandung are estimated using software Digital Datcom of the US Air Force. The aerodynamic parameters are used to predict the longitudinal stability characteristics of the WiSE craft. The surface effect on some aerodynamic parameters that influence the longitudinal stability of the WiSE craft will be discussed in this paper.*

**Keywords:** *Wing in surface effect, aerodynamic parameters, longitudinal stability.*

## **1. PENDAHULUAN**

Suatu pesawat udara yang terbang dekat dengan permukaan tanah atau air akan terkena pengaruh yang dikenal sebagai *ground effect*. Apabila sayap pesawat udara cukup dekat dengan permukaan tanah atau air, maka daerah antara sayap dengan permukaan akan menjadi bantalan udara (*air cushion*). Bantalan udara ini dapat menjadi penyangga sayap pesawat udara sehingga dengan energi yang sama pesawat udara bisa terbang lebih lama dan lebih jauh.

Suatu wahana transportasi seperti pesawat udara yang dirancang untuk selalu terbang dekat permukaan tanah atau air agar memperoleh *ground effect* disebut sebagai wahana *Wing-in-Ground Effect*, disingkat WiGE. Meskipun istilah yang digunakan dikenal sebagai *ground effect*, pada umumnya wahana WiGE melakukan tinggal landas dan pendaratan di air dan melakukan terbang jelajah di atas permukaan air, sehingga dikenal pula sebagai *wingships* atau lebih umum dikenal sebagai *Wing-in-Surface Effect*, disingkat WiSE. Pada makalah ini, istilah wahana transportasi seperti pesawat udara yang dirancang untuk selalu terbang di atas permukaan air disebut sebagai wahana kapal bersayap WiSE.

Masalah utama wahana kapal bersayap WiSE adalah kestabilan dan pengendalian wahana tersebut. Dibanding dengan kestabilan pesawat udara yang selalu terbang cukup tinggi, maka kestabilan wahana WiSE merupakan faktor yang sangat kritis, karena wahana ini harus terbang kontinu pada tinggi terbang yang sangat rendah (antara 25 – 150 cm dari permukaan air) agar selalu memperoleh *surface effect*. Dengan tinggi terbang yang cukup rendah tersebut, maka ketidakstabilan (gerak *up-down*) wahana WiSE ini sangat potensial untuk menyebabkan suatu kecelakaan yang dapat berakibat fatal.

Makalah ini membahas kestabilan gerak longitudinal kapal bersayap. Akan dijadikan studi kasus dalam pembahasan pada makalah ini adalah kestabilan kapal bersayap WIG10B-Wing01, yang merupakan kapal bersayap hasil rancangan bersama antara Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT), PT Dirgantara Indonesia (PT DI) dan Institut Teknologi Bandung (ITB). Pembahasan makalah ini akan dimulai dengan penjelasan secara ringkas tentang kapal bersayap WiSE, sejarah pengembangan wahana tersebut, dan fenomena aerodinamika yang terjadi pada wahana kapal

bersayap WiSE. Karakteristik aerodinamika wahana kapal bersayap dihitung dengan menggunakan perangkat lunak Datcom Digital. Perhitungan karakteristik aerodinamika yang dilakukan disini telah memperhitungkan efek permukaan (tinggi terbang dari permukaan). Selanjutnya, analisis kestabilan gerak longitudinal kapal bersayap WIG10B-Wing01 akan dibahas secara rinci. Beberapa kesimpulan tentang hasil penelitian akan diberikan pada akhir makalah ini.

## 2. PENGEMBANGAN KAPAL BERSAYAP WING-IN SURFACE EFFECT

Kapal bersayap WiSE adalah pesawat udara yang dalam penerbangannya memanfaatkan efek permukaan (*surface effect*) untuk menciptakan semacam bantalan udara aerodinamika untuk dapat terbang secara efisien. International Maritime Organization (IMO) mengklasifikasikan wahana kapal bersayap WiSE menjadi tiga tipe, yaitu [14,15]:

- Tipe A yang hanya terbang dalam *surface effect*.
- Tipe B yang terbang dalam *surface effect* namun sewaktu-waktu dapat terbang tinggi untuk menghindari penghalang. Tinggi terbang maksimum pada saat keluar dari *surface effect* lebih rendah dari *minimum safe altitude* 150 m.
- Tipe C yang memanfaatkan *surface effect* hanya untuk tinggal landas dan pendaratan. Pesawat udara ini selalu terbang di atas *minimum safe altitude* 150 m, kecuali pada saat tinggal landas dan pendaratan.

Pada makalah ini, prediksi dan analisis kestabilan statik untuk gerak longitudinal kapal bersayap yang akan dibahas dibatasi untuk jenis kapal bersayap tipe A, khususnya pada saat kondisi dan konfigurasi terbang jelajah.

### 2.2 Sejarah Pengembangan Kapal Bersayap

*Surface effect* atau *ground effect* yang terjadi pada pesawat udara telah lama dirasakan keberadaannya, walaupun pada saat itu belum dimengerti fenomena apa yang terjadi, sehingga pesawat udara seperti terangkat kembali pada saat pesawat udara terbang dekat dengan permukaan, misalnya pada saat fase tinggal landas dan pendaratan. Fenomena *surface effect* ini baru dipelajari dan dijelaskan secara teoritis oleh Wieselsberger pada tahun 1920 dengan mengaplikasikan teori *lifting line* dari Prandtl [1,2,14].

Pada tahun 1935 Kaario dari Finlandia mencoba memanfaatkan *surface effect* untuk membuat kendaraan salju, namun terjadi masalah dengan kestabilan wahana tersebut. Kemudian, pada tahun 1940 Troeng dari Swedia mencoba membuat wahana *surface effect* yang terbang dari perairan, tetapi usahanya gagal, juga karena masalah kestabilan. Wahana *surface effect* baru berhasil dibuat pada tahun 60-an secara terpisah oleh Uni Soviet, Amerika Serikat, dan Jepang dengan pendekatan yang berbeda-beda.

Uni Soviet, yang dapat dikatakan sebagai pelopor pengembangan kapal bersayap WiSE ini, telah berhasil mengembangkan berbagai jenis wahana kapal bersayap. Pada awalnya, Uni Soviet mencoba mengembangkan kapal *hydrofoil*, namun kebutuhan untuk pengembangan alat transportasi laut yang cepat membuat penelitian beralih ke jenis kapal bersayap WiSE, atau dikenal sebagai *Ekranoplan*. Ekranoplan pertama, yaitu SM-2P (Self-propelled Model), dibuat pada tahun 1962 dengan konfigurasi *T-tail* dan menggunakan teknologi *Power Augmentation of Ram* (PAR), yaitu alat bantu *take-off* dengan menyemburkan udara ke bawah sayap. Pada tahun 1966, Uni Soviet berhasil menerbangkan KM (Kapal Prototipe), yang oleh negara barat disebut '*Caspian Sea Monster*', dengan bobot 550 ton. Pada saat ini Uni Soviet (Rusia) telah berhasil mengembangkan beberapa jenis Ekranoplan lain, diantaranya ORLYONOK dengan bobot 125 ton dan LUN dengan bobot 400 ton, yang digunakan sebagai peluncur peluru berpandu (*guided missiles*), serta beberapa jenis kapal bersayap yang lebih kecil ukurannya. Perkembangan terakhir dari Rusia adalah kapal bersayap WiSE untuk penumpang komersial '*Amphistar*', yang juga menggunakan teknologi PAR.

Selain Rusia, pada saat ini telah banyak negara lain yang mengembangkan kapal bersayap WiSE, antara lain Jerman, Cina, Taiwan, dan Australia. Namun usaha tersebut sering menghadapi masalah karena data hasil eksperimen pengembangan kapal bersayap masih sangat terbatas. Hal ini sangat berbeda dengan pengembangan pesawat udara konvensional yang berlanjut terus dengan memperhatikan data-data eksperimen dari pengembangan pesawat udara sebelumnya yang banyak tersedia. Pada pengembangan kapal bersayap WiSE, data-data hasil eksperimen masih dianggap rahasia, terutama oleh Rusia yang mempunyai pengalaman terbanyak.

### 2.3 Pengembangan Kapal Bersayap di Indonesia

Negara Kesatuan Republik Indonesia yang berupa benua maritim terbesar di dunia, memerlukan wahana transportasi antar pulau yang sangat cepat. Pengembangan wahana transportasi udara diharapkan dapat mengatasi keperluan ini. Namun demikian, pengembangan wahana transportasi udara memerlukan biaya yang cukup mahal. Sebaliknya, pengembangan wahana transportasi laut memerlukan biaya yang relatif lebih kecil dibanding dengan wahana transportasi udara. Akan tetapi wahana transportasi laut tidak dapat memenuhi kriteria kecepatan yang tinggi. Dengan mengkombinasikan beberapa kelebihan dari kedua sistem transportasi laut dan udara tersebut, maka dirancangnya suatu wahana kapal bersayap WiSE ini.

Pada pertengahan tahun 2000, Indonesia mulai menyusun kegiatan penelitian dan pengembangan kapal bersayap WiSE melalui Program Riset Unggulan Kemitraan [3]. Kegiatan penelitian dan pengembangan ini melibatkan tiga institusi, yaitu Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPP-Teknologi), PT Dirgantara Indonesia (PT DI) dan Institut Teknologi Bandung

(ITB). Kegiatan ini dimulai secara resmi pada tahun anggaran 2001, dan dibiayai oleh kantor Kementerian Negara Riset dan Teknologi melalui kontrak Nomor: 028.11/Dep.PPI/ KP/I/2001.

Target penelitian dan pengembangan ini adalah dimilikinya kemampuan merancang kapal bersayap WiSE kapasitas untuk 10 penumpang dengan kecepatan terbang jelajah kurang lebih 100 knots. Sampai dengan saat ini, beberapa konfigurasi awal telah dihasilkan dari penelitian ini. Uji terowongan angin untuk mengetahui karakteristik aerodinamika kapal bersayap WiSE sedang dilaksanakan di fasilitas uji terowongan angin milik Laboratorium Aerodinamika, Gas dan Getaran (LAGG), yang berada di Serpong.

## 2.4 Peran ITB pada Pengembangan Kapal Bersayap

Dalam pengembangan kapal bersayap WiSE, pihak ITB, dalam hal ini Departemen Teknik Penerbangan, melakukan suatu kajian awal tentang stabilitas dan pengendalian dari wahana kapal bersayap WiSE yang konfigurasi dirancang oleh PT Dirgantara Indonesia [4,5,6,7]. Parameter-parameter aerodinamika dari wahana kapal bersayap WiSE diprediski dengan menggunakan perangkat lunak Datcom Digital dari USAF [8]. Parameter-parameter tersebut diprediski pada beberapa konfigurasi dan kondisi terbang. Hasil prediksi parameter-parameter aerodinamika tersebut digunakan untuk menganalisis kestabilan dan melihat respons gerak wahana kapal bersayap WiSE [5]. Dari hasil analisis kestabilan wahana WiSE, maka dilakukan perancangan sistem kendali terbang otomatis wahana tersebut, khususnya untuk kendali tinggi terbang, dan kemudian dilakukan simulasi gerak dengan sistem kendali terbang otomatis yang dirancang (*closed loop system*) [6].

## 3. FENOMENA AERODINAMIKA KAPAL BERSAYAP

*Surface effect* adalah fenomena yang terjadi saat pesawat udara terbang dekat dengan permukaan. Fenomena tersebut menyebabkan bertambahnya efisiensi aerodinamika jika pesawat udara terbang semakin dekat dengan permukaan [1,2,14,16]. Efisiensi tersebut terlihat dari rasio antara gaya angkat (*Lift, L*) dan gaya hambat (*Drag, D*), atau rasio *L/D*. Pada kondisi terbang datar stasioner, gaya angkat sama dengan gaya berat dan gaya hambat sama dengan gaya dorong, sehingga rasio *L/D* akan sebanding dengan gaya dorong yang dibutuhkan untuk mendorong pesawat udara dengan berat tertentu. Pada saat pesawat udara terbang dekat dengan permukaan, maka akan terjadi peningkatan gaya angkat dan penurunan gaya hambat induksi, sehingga secara keseluruhan menambah rasio *L/D*. Hal ini dapat terjadi karena dua fenomena, yaitu *span dominated surface effect* yang menyebabkan penurunan gaya hambat induksi dan *chord dominated surface effect* yang menambah gaya angkat.

### 3.1 Span Dominated Surface Effect

Fenomena ini berkaitan dengan terjadinya gaya hambat induksi pada pesawat udara. Gaya hambat dapat dibagi

menjadi dua, yaitu gaya hambat friksi,  $D_f$ , yang disebabkan oleh gesekan permukaan pesawat udara dengan udara dan gaya hambat induksi,  $D_i$ , yang terjadi karena adanya gaya angkat.

$$D = D_f + D_i \quad (1)$$

Dalam bentuk tidak berdimensi, gaya hambat tersebut dapat ditulis sebagai berikut:

$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D_f} + C_{D_i}) \quad (2)$$

atau, jika ruas kiri dan kanan persamaan (2) dibagi dengan  $\frac{1}{2} \rho V^2 S$  akan diperoleh persamaan:

$$C_D = C_{D_f} + C_{D_i} \quad (3)$$

Hubungan antara koefisien gaya hambat induksi dengan koefisien gaya angkat  $C_L$  dapat dinyatakan dengan model matematika, yang dikenal sebagai polar hambat parabolik sebagai berikut [9,10]:

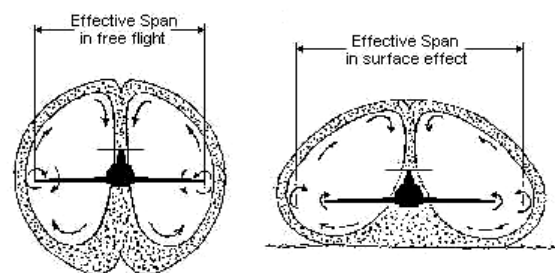
$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (4)$$

dimana  $A$  adalah *aspect ratio* dan  $e$  adalah bilangan Oswald. Dengan definisi *aspect ratio*  $A = b^2/S$ , dimana  $b$  adalah rentang sayap (*span*) dan  $S$  adalah luas sayap, maka persamaan (3-4) dapat ditulis menjadi:

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi e} \frac{S}{b^2} \quad (5)$$

Gaya angkat muncul karena adanya distribusi tekanan udara, dimana tekanan udara di permukaan atas sayap lebih kecil daripada di permukaan bawah sehingga ada resultan gaya ke atas. Perbedaan tekanan tersebut membuat udara yang berada pada ujung sayap bergerak dari permukaan bawah ke atas dan menghasilkan vorteks.

Saat pesawat udara mendekati permukaan, vorteks pada ujung sayap tidak memiliki cukup ruang untuk terbentuk secara sempurna, sehingga vorteks menjadi lebih lemah. Vorteks tersebut juga terdorong ke arah luar sehingga *effective aspect ratio*  $A_{eff}$  menjadi lebih besar dari *geometric aspect ratio* karena rentang sayap efektif  $b_{eff}$  menjadi lebih besar, seperti tampak pada Gambar (1).



Gambar 1: Sayap dengan *Span Dominated Surface Effect* [14]

Pada persamaan (5) di atas terlihat bahwa jika rentang sayap efektif menjadi lebih besar, maka koefisien gaya hambat induksi dengan adanya *surface effect* akan

menjadi lebih kecil, seperti terlihat pada persamaan berikut:

$$C_{D_{i_s}} = \frac{C_L^2 S}{\pi e b_{\text{eff}}^2} = \frac{C_L^2}{\pi A_{\text{eff}} e} \quad (6)$$

Dari persamaan (4) dan (6), besarnya pengurangan gaya hambat induksi dapat diturunkan sebagai berikut:

$$\Delta C_{D_i} = C_{D_i} - C_{D_{i_s}} = -\frac{C_L^2}{\pi e} \left(1 - \frac{A}{A_{\text{eff}}}\right) \quad (7)$$

Besarnya rasio  $A/A_{\text{eff}}$  pada persamaan (7) dimodelkan dengan persamaan matematika sebagai berikut [5]:

$$\frac{A}{A_{\text{eff}}} = 0.17 \left(\frac{2h}{b}\right)^3 - 0.78 \left(\frac{2h}{b}\right)^2 + 1.21 \left(\frac{2h}{b}\right) + 0.32 \quad (8)$$

dimana  $(2h/b)$  adalah tinggi terbang tak berdimensi. Pemodelan matematika yang diberikan pada persamaan (8) ini berlaku terbatas pada  $0 < 2h/b < 2$ .

### 3.2 Chord Dominated Surface Effect

Saat sayap mendekati permukaan, pada bagian bawah sayap akan terbentuk daerah dengan tekanan udara lebih besar, sehingga gaya angkat menjadi lebih besar dibandingkan dengan jika pesawat udara terbang jauh dari permukaan. Hal yang sama terjadi pula pada ekor horisontal pesawat udara. Besarnya koefisien gaya angkat  $C_L$  pesawat udara merupakan penjumlahan koefisien gaya angkat pada sayap (*wing*)  $C_{L_w}$  dan koefisien gaya angkat pada ekor horisontal  $C_{L_H}$  sebagai berikut [1,2,9,10]:

$$C_L = C_{L_w} + C_{L_H} \frac{V_H^2 S_H}{V S} \quad (9)$$

dimana  $V_H$  adalah kecepatan udara pada ekor horisontal dan  $S_H$  adalah luas ekor horisontal. Persamaan (9) menunjukkan bahwa efek permukaan akan menambah koefisien gaya angkat sayap dan ekor pesawat udara, sehingga gaya angkat akan bertambah.

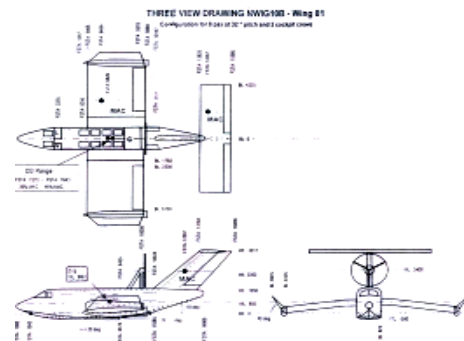
Berkurangnya gaya hambat induksi dan bertambahnya gaya angkat menyebabkan efisiensi aerodinamika (perbandingan  $L/D$ ) dari kapal bersayap WiSE dapat bertambah sekitar 200-250% dibanding dengan besarnya  $L/D$  pada kondisi terbang tanpa efek permukaan [11, 12]. Akan diperlihatkan pada bagian berikut, bahwa penambahan  $L/D$  tersebut memang sangat dimungkinkan.

## 4. PERHITUNGAN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA

### 4.1 Kapal Bersayap WIG10B-Wing01

Seperti telah dibahas sebelumnya, kegiatan penelitian dan pengembangan kapal bersayap WiSE ini melibatkan tiga institusi, yaitu BPP-Teknologi, PT Dirgantara Indonesia dan Institut Teknologi Bandung [3]. PT Dirgantara Indonesia melakukan perancangan konfigurasi awal dari wahana kapal bersayap WiSE. Salah satu hasil rancangan awal wahana kapal bersayap ini adalah WIG10B-Wing01, seperti tampak pada Gambar (2). Wahana ini dirancang untuk bisa

mengangkut 10 penumpang dan digerakkan dengan mesin ROTAX 582 UL-DCDI yang mempunyai daya 65 HP, yang dipasang di atas badan pesawat bagian belakang.



Gambar 2: Gambar tiga pandangan kapal bersayap WIG10B-Wing01

Konfigurasi WIG10B-Wing01 ini cukup sederhana, yaitu sayap berbentuk persegi dengan luas sayap 50 m<sup>2</sup> dan lebar/rentang sayap 12,25 m. Pada ujung bagian luar sayap ditambahkan *wing-tip*, untuk menurunkan gaya hambat. Data umum geometri konfigurasi ini diberikan pada Tabel (1).

Tabel 1: Geometri kapal bersayap WIG10B-Wing 01

Geometri	Sayap	Ekor Horizontal	Ekor Vertikal
Luas, S (m <sup>2</sup> )	50.0	18.75	8.005
Aspek Rasio, AR	3.01	4.0	1.1
Taper Rasio, $\lambda$	1.0	1.0	0.75
Sweepback 1/4 chord, $\Lambda_{1/4}$ (deg)	0.0	0.0	45.0
Sudut Incidence, i (deg)	tbd	tbd	tbd
Sudut Dihedral, $\Gamma$ (deg)	-6.0	0.0	0.0
Airfoil thickness ratio, t/c (%)	12.0	12.0	13.0
Root Chord, $c_r$ (m)	4.082	2.165	3.083
Tip Chord, $c_t$ (m)	4.082	2.165	2.312
Span, b (m)	12.25	8.66	2.967
Mean aerodyn. chord, c (m)	4.082	2.165	2.716
Airfoil	Clark-Y	NACA-63A012	NACA-63A012

### 4.2 Perangkat Lunak Datcom Digital

Untuk memprediksi parameter aerodinamika pesawat udara yang cepat dan ekonomis, diperlukan sebuah perangkat lunak atau software yang operasional dan mudah diperoleh secara bebas di pasaran. Salah satu contohnya adalah *USAF Stability and Control Datcom (Data Compendium)* [13]. Perangkat lunak ini dapat digunakan untuk memprediksi parameter aerodinamika. Prosedur estimasi dengan Datcom ternyata menimbulkan ketidakefisienan karena estimasi dilakukan secara manual sehingga membutuhkan *man-hours* yang cukup besar. Pengembangan Datcom menjadi perangkat lunak Datcom Digital [8] mendekati kebutuhan akan sistem perhitungan yang cepat dan ekonomis.

Selain menghitung karakteristik aerodinamika, Datcom Digital dapat juga menghitung parameter kestabilan statik dan dinamik dari pesawat udara dan misil. *Software* ini juga dapat melakukan perhitungan *high-lift device*, karakteristik turunan dinamik dan defleksi bidang kendali agar kembali ke kondisi trim. Pengguna Datcom Digital mengorientasikan pada keutamaan *software* yaitu meminimalkan kebutuhan input, analisis *error* pada input, dan beberapa pilihan aplikasi yang fleksibel. Fleksibilitas *software* ini timbul karena pengguna Datcom Digital dengan mudah dapat mengubah jenis eksperimen atau analisis data yang dilakukan, tanpa keharusan untuk mempunyai kemampuan komputasi yang tinggi.

Unit data input dasar Datcom Digital adalah *case*, yang mendefinisikan konfigurasi dan kondisi terbang. *Case* terdiri dari empat kelompok data, yaitu:

- a. Group I, input yang mendefinisikan kondisi terbang dan referensi dimensi.
- b. Group II, input yang menspesifikasikan geometri konfigurasi dasar untuk konfigurasi konvensional, mendefinisikan body, sayap, ekor dan posisi relatifnya.
- c. Group III, input yang menspesifikasikan definisi konfigurasi tambahan seperti *engine*, *flaps*, *control tabs*, *ground effect*, atau *twin vertical panels*. Input ini juga mendefinisikan konfigurasi khusus yang tidak bisa didefinisikan pada group II termasuk sayap dengan aspect ratio rendah, konfigurasi wing-body *transverse jet control*, dan *hypersonic flap*.
- d. Group IV, input yang mengendalikan eksekusi dari *case* atau pengekseskuan beberapa *case*, dan memungkinkan bagi pengguna untuk memilih opsi khusus atau menginginkan output tambahan.

Datcom Digital menggunakan bilangan Mach dan bilangan Reynolds untuk mendefinisikan kondisi terbang, dimana keduanya dapat dipenuhi dengan adanya kombinasi bilangan Mach (MACH), kecepatan terbang (VINFL), bilangan Reynolds (RNNUB), tinggi terbang (ALT), tekanan udara (PINFL) dan temperatur udara (TINFL). Untuk referensi kecepatan terbang dapat dimasukkan bilangan Mach atau kecepatan terbang, sedangkan untuk kondisi atmosfer dapat dimasukkan tinggi terbang atau tekanan dan temperatur udara. Dengan adanya referensi kecepatan dan kondisi atmosfer, maka bilangan Reynolds dapat dihitung. Kombinasi antara referensi kecepatan dan kondisi atmosfer yang dapat memenuhi bilangan Mach dan bilangan Reynolds dapat dilihat pada Tabel (2) berikut.

**Tabel 2: Kombinasi referensi kecepatan dan kondisi atmosfer**

User Input	Program Computes
MACH, RNNUB MACH, ALT VINFL, ALT PINFL, TINFL, VINFL PINFL, TINFL, MACH	PINFL, TINFL, RNNUB PINFL, TINFL, MACH, RNNUB RNNUB, MACH RNNUB, VINFL

Pada perangkat lunak Datcom Digital terdapat tiga kombinasi untuk bilangan Mach dan tinggi terbang sebagai kondisi atmosfer, yaitu:

- i. Mengkombinasikan variasi bilangan Mach dan variasi tinggi terbang secara bersamaan. Program akan dieksekusi pada bilangan Mach dan tinggi terbang yang pertama, kemudian pada bilangan Mach dan tinggi terbang yang kedua dan seterusnya, sehingga jumlah variasi keduanya harus sama. Kombinasi ini akan dipilih jika bilangan Reynolds merupakan input, dan jika kondisi atmosfer bukan merupakan input.
- ii. Mengkombinasikan variasi bilangan Mach pada tinggi terbang yang tetap. Program akan dieksekusi pada tinggi terbang yang pertama dengan semua variasi bilangan Mach, kemudian pada tinggi terbang kedua dengan semua variasi bilangan Mach dan seterusnya sampai semua tinggi terbang telah dieksekusi. Kombinasi ini akan dipilih jika kondisi atmosfer merupakan input.
- iii. Mengkombinasikan variasi tinggi terbang pada bilangan Mach yang tetap. Program akan dieksekusi pada bilangan Mach yang pertama dengan semua variasi tinggi terbang, kemudian pada bilangan Mach kedua dengan semua variasi tinggi terbang dan seterusnya sampai semua bilangan Mach telah dieksekusi. Kombinasi ini akan dipilih jika kondisi atmosfer merupakan input.

Datcom Digital masih mempunyai beberapa batasan operasional, misalnya:

- *Lifting surface* pada bagian depan disebut sebagai sayap, sedangkan *lifting surface* bagian belakang disebut dengan ekor horizontal. Kaidah ini berlaku tanpa menghiraukan konfigurasi yang sebenarnya.
- Metode ekor vertikal kembar hanya berlaku untuk parameter kestabilan lateral pada kecepatan subsonik.
- Efek *jet* dan *propeller power* hanya berlaku untuk parameter kestabilan longitudinal pada kecepatan subsonik. Keduanya tidak dapat digunakan pada saat yang bersamaan.
- Metode *surface effect* hanya berlaku untuk parameter kestabilan longitudinal pada kecepatan subsonik. Namun demikian, kecepatan terbang wahana kapal bersayap WIG10B-Wing01 yang dibahas pada makalah ini sangat rendah, sehingga model *surface effect* yang ada pada perangkat lunak ini diharapkan tetap dapat dipakai dan memberikan hasil pendekatan yang cukup teliti.
- Perangkat lunak Datcom Digital ini menggunakan input *namelist* untuk mendefinisikan komponen konfigurasi wahana terbang yang akan dihitung. Sebagai contoh, *namelist* HTPLNF menyebabkan perangkat lunak mengasumsikan bahwa konfigurasi wahana yang dihitung tersebut mempunyai ekor horizontal.

Dengan beberapa batasan tersebut, maka perlu diperhatikan input yang akan dimasukkan ke dalam

perangkat lunak Datcom Digital agar tidak terjadi kesalahan atau *error*. Datcom Digital mempunyai sistem analisis diagnosis input yang akan mengecek semua input sebelum *software* tereksekusi. Sistem ini akan memeriksa kebenaran semua *namelist*, variabel, input numerik dan *control card*, kemudian menampilkan semua data input beserta *error* yang mungkin terjadi agar pengguna dapat memperbaiki *error* tersebut. Keterangan rinci tentang *namelist* dan *control card* dibahas pada [8].

#### 4.3 Hasil Perhitungan

Pada bagian ini akan disajikan hasil perhitungan karakteristik aerodinamika yang diperoleh dari perangkat lunak Datcom Digital. Karakteristik aerodinamika yang dimaksud di sini adalah: koefisien gaya hambat  $C_D$ , koefisien gaya angkat  $C_L$  dan koefisien momen pitch  $C_m$ , yang divariasikan terhadap sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$  (dari permukaan).

Perhitungan dilakukan dengan variasi sudut serang  $\alpha$  antara  $-2^\circ$  sampai  $5^\circ$ , tinggi terbang (dari permukaan) dari 0,6 m sampai dengan *free air* (dalam hal ini adalah tinggi terbang setinggi satu kali rentang sayap), letak titik berat (*center of gravity*, c.g) pada *most forward* (36% dari *mean aerodynamic chord*, mac) dan *most aft* (45% mac), dan pada kecepatan jelajah 100 knots (51,4 m/s). Definisi tinggi terbang disini adalah jarak antara permukaan (air), dengan permukaan referensi kapal bersayap, dimana jarak permukaan referensi kapal bersayap terhadap permukaan bawah *body* adalah 0,5 m. Sebagai contoh untuk tinggi terbang 0,6 m, maka kapal bersayap akan terbang 10 cm di atas permukaan air.

Hasil perhitungan koefisien gaya angkat  $C_L$ , koefisien gaya hambat  $C_D$ , dan koefisien momen pitch  $C_m$ , untuk konfigurasi WIGE10B-Wing01 diberikan pada Tabel (3) sampai dengan Tabel (5), yang merupakan fungsi dari sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$  [8]. Efisiensi aerodinamika yang dinyatakan dalam bentuk rasio  $C_L/C_D$  diberikan pada Tabel (6).

**Tabel 3: Output  $C_L$  dengan variasi sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$ .**

$\alpha$ (deg)	$C_L$							
	free air	h = 0.6 m	h = 1.0 m	h = 1.5 m	h = 1.8 m	h = 2.0 m	h = 2.5 m	h = 3.0 m
-2	0.041	0.125	0.105	0.084	0.075	0.071	0.062	0.057
-1	0.118	0.259	0.225	0.191	0.176	0.169	0.154	0.146
0	0.194	0.388	0.343	0.296	0.276	0.265	0.246	0.234
1	0.271	0.513	0.458	0.401	0.375	0.362	0.337	0.322
2	0.347	0.635	0.571	0.504	0.474	0.458	0.428	0.41
3	0.424	0.749	0.68	0.606	0.572	0.554	0.519	0.499
4	0.502	0.856	0.783	0.705	0.668	0.648	0.609	0.586
5	0.579	0.955	0.881	0.799	0.76	0.739	0.697	0.672

**Tabel 4: Output  $C_D$  dengan variasi sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$ .**

$\alpha$ (deg)	$C_D$							
	free air	h = 0.6 m	h = 1.0 m	h = 1.5 m	h = 1.8 m	h = 2.0 m	h = 2.5 m	h = 3.0 m
-2	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011	0.011
-1	0.012	0.011	0.012	0.012	0.012	0.012	0.012	0.012
0	0.014	0.012	0.013	0.013	0.013	0.013	0.013	0.014
1	0.017	0.014	0.014	0.015	0.015	0.015	0.016	0.016
2	0.021	0.016	0.017	0.018	0.018	0.018	0.019	0.019
3	0.025	0.019	0.02	0.021	0.022	0.022	0.023	0.023
4	0.031	0.022	0.024	0.025	0.026	0.026	0.027	0.028
5	0.038	0.026	0.028	0.03	0.031	0.032	0.033	0.034

**Tabel 5: Output  $C_m$  dengan variasi sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$ . Titik berat pada posisi *most forward*.**

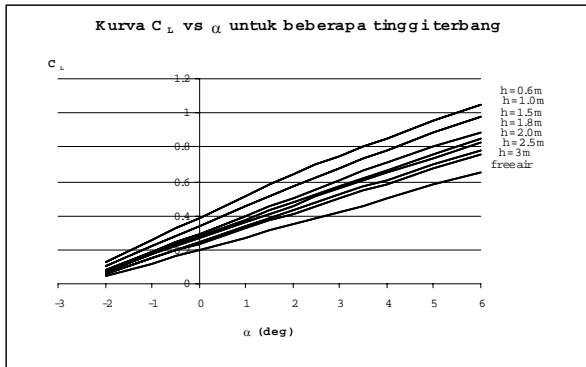
$\alpha$ (deg)	$C_m$							
	Free air	h = 0.6 m	h = 1.0 m	h = 1.5 m	h = 1.8 m	h = 2.0 m	h = 2.5 m	h = 3.0 m
-2	0.033	0.012	0.0164	0.02	0.0216	0.0225	0.0244	0.0258
-1	0.004	-0.029	-0.0225	-0.0166	-0.0139	-0.0124	-0.0093	-0.007
0	-0.023	-0.070	-0.0601	-0.0513	-0.0475	-0.0453	-0.0409	-0.0376
1	-0.046	-0.113	-0.0993	-0.0871	-0.0817	-0.0786	-0.0726	-0.0681
2	-0.072	-0.158	-0.1401	-0.1244	-0.1174	-0.1134	-0.1055	-0.0997
3	-0.098	-0.205	-0.1828	-0.1633	-0.1546	-0.1496	-0.1398	-0.1324
4	-0.126	-0.252	-0.2257	-0.2028	-0.1926	-0.1868	-0.1753	-0.1667
5	-0.155	-0.300	-0.2693	-0.2429	-0.2311	-0.2246	-0.2114	-0.2016

**Tabel 6: Rasio  $C_L/C_D$  dengan variasi sudut serang  $\alpha$  dan tinggi terbang  $h$ .**

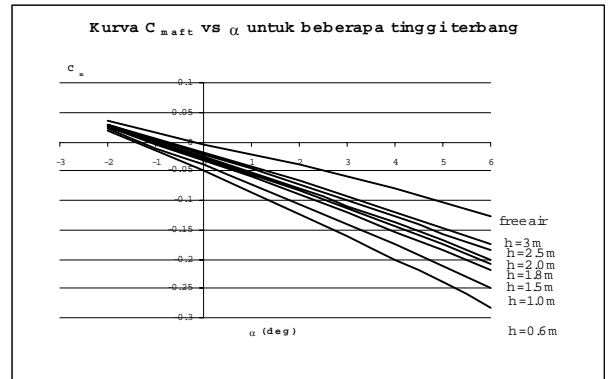
$\alpha$ (deg)	$C_L/C_D$							
	free air	h = 0.6 m	h = 1.0 m	h = 1.5 m	h = 1.8 m	H = 2.0 m	h = 2.5 m	h = 3.0 m
-2	3.72	11.36	9.54	7.64	6.82	6.454	5.64	5.18
-1	9.83	23.54	18.75	15.92	14.67	14.08	12.83	12.17
0	13.86	32.33	26.38	22.77	21.23	20.38	18.92	16.71
1	15.94	36.64	32.71	26.73	25.00	24.13	21.06	20.12
2	16.52	39.69	33.59	28.00	26.33	25.44	22.53	21.58
3	16.96	39.42	34.00	28.86	26.00	25.18	22.56	21.70
4	16.19	38.91	32.62	28.20	25.69	24.92	22.56	20.93
5	15.24	36.73	31.46	26.63	24.52	23.09	21.12	19.76

Data hasil perhitungan di atas ditampilkan dalam bentuk grafik  $C_L-\alpha$ ,  $C_D-\alpha$ ,  $C_L/C_D-\alpha$  dan  $C_m-\alpha$ , untuk berbagai tinggi terbang, seperti tampak Gambar (3) sampai dengan Gambar (7). Gambar (6) adalah kurva  $C_m-\alpha$  untuk posisi titik berat paling depan (*most forward*), sedangkan untuk posisi titik berat paling belakang (*most aft*), kurva  $C_m-\alpha$  diberikan pada Gambar (7).

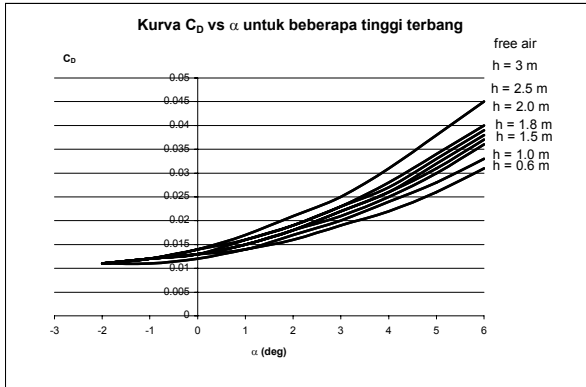
Pada Gambar (3) terlihat bahwa harga  $C_L$  untuk tinggi terbang yang semakin dekat dengan permukaan lebih besar dibanding dengan harga  $C_L$  pada tinggi terbang *free air*. Hal ini menunjukkan bahwa efek permukaan memberikan gaya angkat yang semakin besar. Kemiringan kurva  $C_L-\alpha$  juga terlihat semakin besar dengan adanya efek permukaan tersebut.



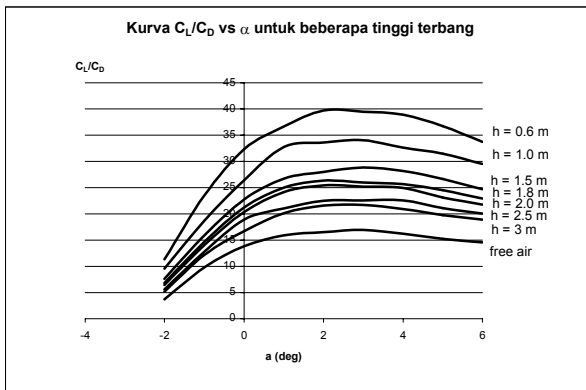
Gambar 3: Kurva  $C_L$  vs  $\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang



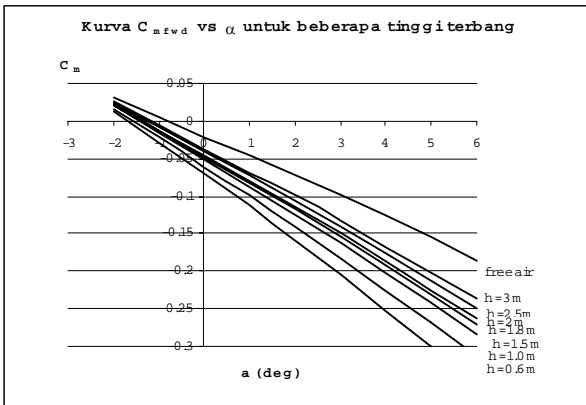
Gambar 7: Kurva  $C_{m\text{aft}}$  vs  $\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang



Gambar 4: Kurva  $C_D$  vs  $\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang



Gambar 5: Kurva  $C_L/C_D$  vs  $\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang



Gambar 6: Kurva  $C_{m\text{fwd}}$  vs  $\alpha$  untuk beberapa tinggi terbang

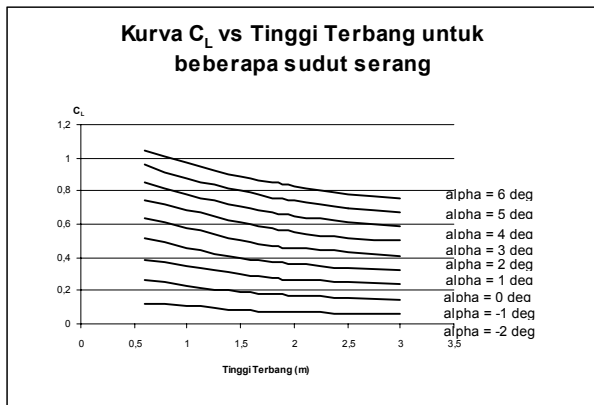
Untuk koefisien gaya hambat  $C_D$ , terlihat pada Gambar (4) bahwa terjadi penurunan harga  $C_D$  dengan adanya *surface effect*.

Bertambahnya koefisien gaya angkat dan berkurangnya koefisien gaya hambat karena efek permukaan menyebabkan rasio  $C_L/C_D$  meningkat, seperti tampak pada Gambar (5). Bahkan, rasio  $C_L/C_D$  pada  $h=0,6$  m dan sudut serang  $\alpha$  antara  $2^\circ$  atau  $3^\circ$  bisa mencapai hampir 40. Dibandingkan dengan harga  $C_L/C_D$  pada tinggi terbang *free air*, pada kondisi ini terjadi kenaikan harga  $C_L/C_D$  lebih dari 200%. Namun demikian, perlu diingat bahwa kapal bersayap WIG10B-Wing01 dirancang untuk terbang di atas air laut yang tenang, yang tinggi gelombangnya diasumsikan kurang lebih 0,5 m, sehingga kapal bersayap ini disarankan untuk terbang jelajah pada tinggi terbang 1,5 m.

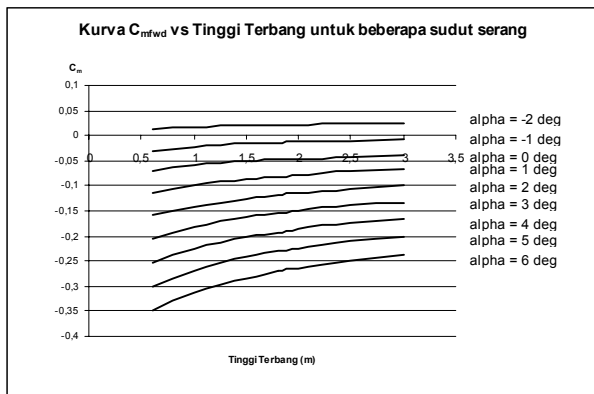
Pengaruh variasi sudut serang dan tinggi terbang pada koefisien momen *pitch*, baik pada saat titik berat berada di *most forward* maupun di *most aft*, dapat dilihat pada Gambar (6) dan (7). Terlihat, bahwa kemiringan kurva  $C_m$ - $\alpha$  tersebut adalah negatif yang berarti kapal bersayap ini stabil statik longitudinal. Berdasarkan analisis kedua grafik koefisien momen *pitch* di atas, kapal bersayap WIG10B-Wing01 akan lebih stabil statik longitudinal bila titik beratnya berada pada *most forward* daripada berada di *most aft*, karena kemiringan kurva  $C_{m\text{fwd}}-\alpha$  lebih negatif daripada kurva  $C_{m\text{aft}}-\alpha$ .

Dengan menggunakan data yang sama seperti yang diberikan pada Gambar (3), (6) dan (7), harga  $C_L$  dan  $C_m$  dipresentasikan dalam bentuk kurva  $C_L-h$  dan  $C_m-h$  untuk berbagai sudut serang, seperti tampak pada Gambar (8) sampai dengan (10).

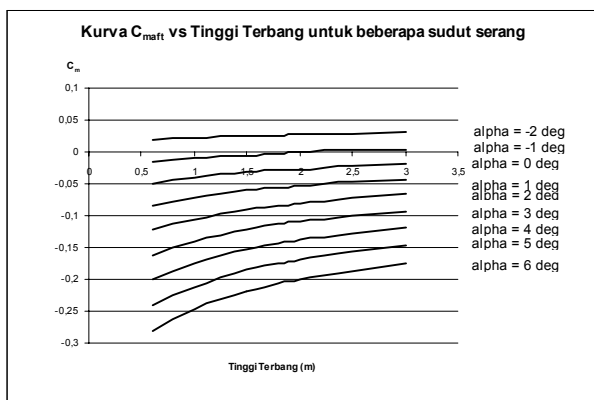
Pada Gambar (8) terlihat bahwa semakin jauh dari permukaan, maka harga  $C_L$  semakin berkurang. Untuk koefisien momen *pitch*  $C_m$ , semakin tinggi kapal bersayap terbang dari permukaan, maka harga  $C_m$  semakin positif, lihat Gambar (9) dan (10).



Gambar 8: Kurva  $C_L$  vs  $h$  beberapa harga sudut serang  $\alpha$



Gambar 9: Kurva  $C_{m_{fwd}}$  vs  $h$  untuk beberapa harga  $\alpha$



Gambar 10: Kurva  $C_{m_{aft}}$  vs  $h$  untuk beberapa harga  $\alpha$

## 5. PREDIKSI DAN ANALISIS KESTABILAN GERAK LONGITUDINAL KAPAL BERSAYAP

Kestabilan wahana kapal bersayap WiSE merupakan masalah yang paling kritis. Dalam sejarah pengembangan kapal bersayap, tidak sedikit terjadi kegagalan karena masalah kestabilan wahana ini. Beroperasinya kapal bersayap WiSE pada daerah *surface effect* selama terbang akan menimbulkan masalah ketidakstabilan, karena terbatasnya daerah tinggi terbang. Kapal bersayap WiSE harus tetap terbang di daerah *surface effect* dengan variasi tinggi terbang yang sangat sempit. Kesulitannya adalah bila tinggi terbang berkurang pesawat udara akan menyentuh air, dan jika tinggi bertambah, pesawat udara akan kehilangan

*surface effect* yang dapat menyebabkan berkurangnya efisiensi aerodinamika.

### 5.1 Kestabilan Statik Longitudinal Kapal Bersayap

Dengan adanya tambahan gaya angkat dan pengurangan gaya hambat induksi karena pengaruh efek permukaan, maka keseimbangan gaya yang bekerja pada wahana kapal bersayap juga akan berubah. Hal ini akan mengubah pula kestabilan wahana kapal bersayap tersebut.

Untuk membahas kestabilan statik longitudinal kapal bersayap, perhatikan persamaan keseimbangan koefisien momen *pitch* berikut [1,2,9,10]:

$$C_m = C_{m_{ac_w}} + C_{L_w} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac_w}}{\bar{c}} \right) + \frac{V_H^2}{V^2} \frac{S_H}{S} C_{L_H} \left( \frac{x_{ac_H}}{\bar{c}} - \frac{x_{cg}}{\bar{c}} \right) \quad (10)$$

dimana  $C_{m_{ac_w}}$  adalah koefisien momen *pitch* pada saat  $\alpha=0$ ,  $x_{cg}$  adalah letak titik berat wahana kapal bersayap,  $x_{ac_w}$  adalah letak titik pusat aerodinamika sayap dan  $x_{ac_H}$  adalah letak titik pusat aerodinamika ekor horizontal, serta  $\bar{c}$  adalah *mean aerodynamic chord*.

Turunan persamaan (10) terhadap sudut serang  $\alpha$ , dikenal sebagai turunan kestabilan *pitch*, adalah:

$$C_{m_\alpha} = C_{L_{\alpha_w}} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac_w}}{\bar{c}} \right) + \frac{V_H^2}{V^2} \frac{S_H}{S} \left( 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) C_{L_{\alpha_H}} \left( \frac{x_{ac_H}}{\bar{c}} - \frac{x_{cg}}{\bar{c}} \right) \quad (11)$$

Pada persamaan (11) terlihat bahwa efek permukaan muncul pada koefisien  $C_{L_{\alpha_w}}$  (yang semakin besar),  $C_{L_{\alpha_H}}$  (semakin besar) dan sudut *downwash*  $\varepsilon$  pada ekor horizontal (semakin kecil) [1,2].

Persamaan (11) dapat ditulis menjadi lebih sederhana sebagai berikut:

$$C_{m_\alpha} = C_{L_\alpha} \left( \frac{x_{cg}}{\bar{c}} - \frac{x_{ac}}{\bar{c}} \right) \quad (12)$$

dimana  $x_{ac}$  adalah letak titik pusat aerodinamika wahana kapal bersayap. Persamaan (12) berlaku umum, baik untuk kasus tanpa efek permukaan atau kasus dengan efek permukaan.

### 5.2 Parameter Kestabilan Kapal Bersayap

Hal yang perlu diperhatikan dalam mengkaji kestabilan statik gerak longitudinal wahana kapal bersayap WiSE adalah adanya dua variabel gerak yang harus dianalisis, yaitu sudut serang  $\alpha$  (biasanya disebut sebagai sudut *pitch* pada *surface effect*) dan tinggi terbang  $h$ . Ini jelas berbeda dengan pesawat udara konvensional yang hanya memperhatikan sudut serang saja.

Dalam hal ini, parameter-parameter kestabilan gerak longitudinal kapal bersayap yang penting untuk



dianalisis adalah turunan kestabilan terhadap sudut serang  $\alpha$  (atau sudut *pitch*):  $C_{L_\alpha}$  dan  $C_{m_\alpha}$ , dan turunan kestabilan terhadap tinggi terbang  $h$ :  $C_{L_h}$  dan  $C_{m_h}$ , dimana parameter-parameter tersebut didefinisikan sebagai berikut:

$$C_{L_\alpha} = \frac{dC_{L_\alpha}}{d\alpha}; \quad C_{m_\alpha} = \frac{dC_{m_\alpha}}{d\alpha} \quad (13)$$

$$C_{L_h} = \frac{dC_{L_\alpha}}{dh}; \quad C_{m_h} = \frac{dC_{m_\alpha}}{dh}$$

Pada kapal bersayap WiSE, dapat ditemukan dua titik pusat aerodinamika yang terpisah dari *center of gravity*, yaitu titik pusat aerodinamika *pitch* (biasa terdapat pada pesawat udara konvensional) dimana  $C_m$  konstan terhadap variasi sudut *pitch*, didefinisikan sebagai berikut, lihat persamaan (12):

$$X_\alpha = \frac{C_{m_\alpha}}{C_{L_\alpha}} = \left( \frac{X_{cg}}{c} - \frac{X_{ac}}{c} \right) \quad (14)$$

dan titik pusat aerodinamika tinggi terbang dimana  $C_m$  konstan terhadap variasi tinggi terbang,

$$X_h = \frac{C_{m_h}}{C_{L_h}} \quad (15)$$

Dengan adanya dua variabel gerak tersebut, maka analisis kestabilan statik gerak longitudinal pada wahana kapal bersayap dibedakan menjadi dua, yaitu kestabilan *static pitch* dan kestabilan *static height*. Namun demikian, pada umumnya analisis kestabilan untuk wahana kapal bersayap lebih banyak menggunakan kriteria kestabilan Irodov yang telah mencakup kestabilan *static pitch* dan kestabilan *static height* [12].

#### (a) Kestabilan *Static Pitch*

Wahana kapal bersayap WiSE bukanlah pesawat udara konvensional, namun kriteria kestabilan *static pitch* harus tetap dipenuhi, yaitu:

$$C_{m_\alpha} < 0 \quad (16)$$

Pengertian dari parameter tersebut adalah peningkatan sudut *pitch* akibat adanya gangguan akan dilawan oleh momen *pitch* yang timbul kemudian. Untuk mengetahui apakah kestabilan *static pitch* tercapai dapat dilihat pada kurva  $C_m-\alpha$ . Jika kemiringan kurva tersebut negatif, maka pesawat udara tersebut stabil.

#### (b) Kestabilan *Static Height*

Kondisi pada kestabilan *static pitch* berlaku hampir sama pada kestabilan *static height*, yaitu:

$$C_{L_h} < 0 \quad (17)$$

Pengertian dari parameter di atas adalah kondisi stabil akan terjadi jika bertambahnya tinggi terbang diikuti dengan berkurangnya gaya angkat, tapi dengan asumsi perubahan koefisien momen tidak diperhitungkan. Ini artinya kondisi stabil hanya berlaku pada kondisi *trim*, atau  $C_m=0$ .

#### (c) Kriteria Kestabilan Irodov

Menurut Staufenbiel [12,14], kondisi *static height stability* akan dipenuhi apabila syarat berikut terpenuhi, yaitu:

$$C_{L_h} - C_{L_\alpha} \frac{C_{m_h}}{C_{m_\alpha}} < 0 \quad (18)$$

Persamaan (18) tersebut bila dielaborasi akan menjadi sebagai berikut:

$$\frac{C_{m_\alpha}}{C_{L_\alpha}} - \frac{C_{m_h}}{C_{L_h}} < 0 \quad (19)$$

Jika menggunakan definisi seperti yang telah diberikan pada persamaan (14) dan (15), maka persamaan (19) dapat dituliskan kembali sebagai berikut:

$$X_\alpha - X_h < 0 \quad (20)$$

Ketiga persamaan di atas merupakan persamaan Staufenbiel dimana kondisi stabil tercapai bila besarnya harga dari persamaan tersebut negatif, tanpa ada keterangan berapa besar harga tersebut.

Irodov membuat kriteria *static height stability* yang berbeda, namun menggunakan pendekatan yang hampir sama dengan Staufenbiel. Dalam hal ini, Irodov tidak menggunakan turunan aerodinamika, melainkan titik pusat aerodinamika.

Kriteria kestabilan Irodov ini secara matematika dinyatakan dengan persamaan (20), dan lebih banyak digunakan karena lebih praktis pendekatannya. Pengertian kriteria kestabilan Irodov tersebut adalah pesawat udara akan stabil jika titik pusat tinggi terbang berada di depan titik pusat sudut *pitch*.

Besarnya  $X_\alpha - X_h$  sering disebut sebagai *stability margin*. Irodov memberikan kepastian perkiraan harga yang diperlukan untuk mencapai kondisi stabil. Berdasarkan pengalaman, besarnya *stability margin* harus sekitar  $-0.1$  pada saat terbang jelajah. Ini terjadi karena meskipun dengan besar yang negatif dapat membuat pesawat udara stabil, namun dengan harga sekitar  $-0.1$  akan memberikan hasil yang lebih baik. Hasil tersebut, yaitu kombinasi baik antara karakteristik kestabilan (statik dan dinamik) [13, 14]. Harga yang lebih kecil akan menyebabkan kestabilan yang marginal sehingga akan memakan waktu lebih lama untuk kembali ke posisi semula, sedangkan harga yang terlalu besar dapat menyebabkan osilasi yang tidak stabil.

## 5.2 Analisis Kestabilan Gerak Longitudinal Kapal Bersayap WIG10B-Wing 01

Analisis akan dilakukan pada sudut serang  $\alpha=3^\circ$ , kecepatan jelajah  $V=100$  knots (51,4 m/s), tinggi terbang 1,0 m, 1,5 m dan 2,0 m, dengan letak titik berat (*center of gravity*, c.g.) pada posisi paling depan (*most forward*) dan paling belakang (*most aft*).

Data turunan  $C_{L_\alpha}$  dan  $C_{m_\alpha}$  dapat diperoleh langsung dari output Datcom Digital atau bisa diturunkan dari data pada Gambar (3), (6) dan (7). Sedangkan harga turunan

$C_{L_h}$  dan  $C_{m_h}$  dihitung dari kemiringan kurva grafik  $C_L$ -h dan  $C_m$ -h pada Gambar (8) sampai dengan (10).

Harga-harga parameter kestabilan gerak longitudinal kapal bersayap WIG10B-Wing01 diberikan pada Tabel (7) dan (8).

**Tabel 7: Hasil analisis kriteria Irodov pada posisi titik berat paling depan (most forward c.g.)**

h (m)	$C_{L_\alpha}$ [deg]	$C_{m_\alpha}$ [deg]	$C_{L_h}$ [m]	$C_{m_h}$ [m]	$X_\alpha$ [-]	$X_h$ [-]	$X_\alpha - X_h$ [-]
1.0	0.1061	-0.04278	-0.1614	0.0453	-0.4032	-0.28067	<b>-0.1225</b>
1.5	0.1002	-0.03917	-0.1256	0.0355	-0.39092	-0.28264	<b>-0.1083</b>
2.0	0.09491	-0.03669	-0.0898	0.0257	-0.38658	-0.28619	<b>-0.1004</b>

**Tabel 8: Hasil analisis kriteria Irodov pada posisi titik berat paling belakang (most aft c.g.)**

H (m)	$C_{L_\alpha}$ [deg]	$C_{m_\alpha}$ [deg]	$C_{L_h}$ [m]	$C_{m_h}$ [m]	$X_\alpha$ [-]	$X_h$ [-]	$X_\alpha - X_h$ [-]
1.0	0.1061	-0.03496	-0.1614	0.0429	-0.3295	-0.2658	<b>-0.0637</b>
1.5	0.1002	-0.03154	-0.1256	0.0336	-0.31477	-0.26752	<b>-0.0472</b>
2.0	0.09491	-0.02919	-0.0898	0.0243	-0.30755	-0.2706	<b>-0.0370</b>

Dari hasil perhitungan parameter kestabilan di atas, dapat disimpulkan bahwa wahana kapal bersayap WIG10B-Wing01 memenuhi kriteria kestabilan Irodov seperti yang diberikan pada persamaan (20). Harga *stability margin* wahana kapal bersayap pada *most forward c.g* sekitar  $-0.1$ , lihat kolom terakhir pada Tabel (7). Hal ini akan memberikan kombinasi cukup baik antara karakteristik kestabilan (statik dan dinamik) dengan kemampuan manuver [6]. Namun pada posisi titik berat paling belakang (*most aft c.g*), harga mutlak *stability margin* semakin kecil, lihat kolom terakhir pada Tabel (8). Ini menandakan bahwa kestabilan wahana tersebut pada *most aft c.g* semakin berkurang atau marjinal.

Dengan menggunakan kriteria kestabilan *static pitch* dan kestabilan *static height*, maupun dengan kriteria kestabilan Irodov, berarti wahana kapal bersayap WIG10B-Wing01 merupakan wahana yang stabil untuk gerak longitudinalnya, meskipun pada posisi titik berat paling belakang, kestabilannya marjinal.

## 6. KESIMPULAN

Beberapa kesimpulan yang dapat ditarik dari pembahasan pada makalah ini adalah sebagai berikut:

- Wahana kapal bersayap WIG10B-Wing01 yang telah dirancang mengalami peningkatan efisiensi aerodinamika yang sangat signifikan, khususnya pada tinggi terbang  $h=0,6m$  dan pada sudut serang  $\alpha$  antara  $2^\circ$  hingga  $3^\circ$ . Besarnya rasio  $C_L/C_D$  bisa mencapai lebih dari 100 % dibanding dengan kondisi *free air*.
- Dari hasil prediksi dan analisis kestabilan statik gerak longitudinal kapal bersayap WIG10B-Wing01, maka kapal bersayap ini memenuhi tiga kriteria kestabilan

*static pitch*, *static height stability*, dan kriteria kestabilan Irodov.

Berdasarkan perhitungan dan analisis kestabilan gerak longitudinal yang telah dilakukan terdapat hal-hal yang dapat diperhatikan lebih lanjut, yaitu:

- Kondisi terbang jelajah untuk konfigurasi kapal bersayap WIG10B-Wing01 sebaiknya dilakukan pada tinggi terbang  $h=1,5$  m dan sudut serang  $\alpha=3^\circ$ . Hal ini dilakukan dengan pertimbangan bahwa wahana kapal bersayap akan terbang jelajah di perairan laut yang berombak, dengan prakiraan tinggi ombak kurang lebih 0,5 m, sehingga wahana ini akan terbang 1,0 m dari permukaan air laut ke *body* kapal bersayap.
- Kapal bersayap WIG10B-Wing01 mempunyai rasio  $C_L/C_D$  yang cukup tinggi dan kestabilan statik gerak longitudinalnya pun terpenuhi, namun pada saat titik berat pada posisi paling belakang, hasil kestabilan yang didapat kurang baik, dimana kestabilan dengan kemampuan manuvernya kurang. Untuk itu agar kemampuan manuver pesawat tersebut baik pada kedua letak titik berat, terutama pada letak titik berat paling belakang, maka perlu dipertimbangkan adanya perubahan rancangan wahana tersebut, misalnya dengan memperpanjang jarak/posisi ekor horisontal relatif terhadap sayap.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Perkins, C.D. and R.E. Hage. *Airplane Performance Stability and Control*. John Wiley & Sons, Inc., New York, 1949.
2. Etkin, B. *Dynamics of Atmospheric Flight*. John Wiley & Sons, Inc., New York, 1972.
3. Anon. "Proyek Pengembangan Rancang Bangun Alat Angkut Pasukan Khusus Dengan Teknologi Wing-in-Ground Effect", *Program Riset Unggulan Kemitraan* Nomor: 028.11/Dep.PPI/KP/I/2001, Kementerian Negara Riset dan Teknologi, 2001.
4. Dwiastuti, D. "Analisis Kestabilan Statik Matra Longitudinal Pesawat Udara Wing-in-Surface Effect Konfigurasi WIG10B-WING01", *Tugas Akhir*, Institut Teknologi Bandung, Bandung, 2001.
5. Muhammad, H., D. Dwiastuti, Iqbal F. Dasril dan Said D. Jenie. *Kaji Awal Stabilitas dan Pengendalian Wahana Air-Udara 'Wing-in Ground Effect' (WiGE)*, Laporan Penelitian dengan Dana DPI FTI-ITB, Bandung, 2002.
6. Muhammad, H. dan Almaizar, *Perancangan Sistem Kendali Otomatik Longitudinal Pesawat Air-Udara 'Wing in Surface Effect' (WiSE), Studi Kasus: WIG10B-Wing01*, Laporan Penelitian dengan Dana DPI FTI-ITB, Bandung, 2002.
7. Muhammad, H. *Perhitungan Prestasi, Dinamika dan Kendali Terbang Kendaraan WiGE*, Laporan Akhir, Kontrak Kerjasama Antara BPPT dengan ITB, Nomor SPK: 09/PK/PPTT/BPPT/V/2003, Oktober 2003.

8. Williams, J.E. *The USAF Stability and Control Digital Datcom-Volume I, Users Manual*. AFFDL-TR-79-3032 Vol I, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1979.
9. Mulder, J.A. and J.W.H. Staveren, *Flight Dynamics*, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft – The Netherlands, 2000.
10. Jenie, Said D. dan H. Muhammad, *Diktat Kuliah Dinamika Terbang Pesawat Udara*, Departemen Teknik Penerbangan, Institut Teknologi Bandung, 2001.
11. Chen, F. *Xtreme Xplorer, Product Report and Business Opportunities on Wing-in-Ground Effect Technology*, Amphistar U.S.A, Ltd. Norfolk, 1998.
12. Gera, J. *Stability & Control of Wing-in Ground Effect Vehicles or Wingships*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Edwards, 1995.
13. Hoak, D.E., *USAF Stability and Control Datcom*. Flight Control Division, Airforce Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1960.
14. <http://www.se-technology.com/wig>
15. <http://www.imo.org>
16. <http://www.dynamicflight.com/aerodynamics>