

UJI LAYAR RC-MODEL KAPAL BERSAYAP KONFIGURASI SAYAP DAN STEP BERBEDA

Sayuti Syamsuar

Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi, PTIST

Deputi TIRBR – BPPT

sayutisyam@webmail.bppt.go.id

Abstract

The remote control (RC) model testing of several configurations of Wing In Surface Effect craft had been beginning from design analysis, technical drawing, aerodynamics wind tunnel, hydrodynamic and RC model test. The mathematical model of Wing In Surface craft is introduced to solve the dynamics problem during takeoff, cruise and landing manoeuvres. The theoretical background of hydrodynamic on hull during ground roll calculated by Savitsky method. And the aerodynamic parameters are calculated by Vortex Lattice Method (VLM)⁵ and DATCOM⁶ software. The WiSE-craft model flown from lower altitude on the sea level within the speed, V at lower altitude. The wing configurations and step positions of RC models are tested in Jatiluhur to known the dynamic characteristics. One of them is the zig zag manuvre data that recorded by GPS.

Kata Kunci : *RC model, surface effect, dynamic cushion, wing chord, hull, step, Global Positioning System, control surface.*

1. PENDAHULUAN

Pada proses rancang bangun kapal bersayap *WiSE-craft* kapasitas 8 *seaters*, ditentukan beberapa konfigurasi sayap *WiSE-craft* berbentuk *inverse delta* dengan *aspect ratio*, *AR* rendah (sekitar 3.5) dibanding pesawat udara biasa. *AR* pada konfigurasi *NA-1 (rectangular wing)*, *NA-2 (inverse delta wing)*, *NA-3 (inverse delta wing + shoulder)*, *NA-3 MOD (inverse delta wing, shoulder)*, posisi *step* di depan sedikit dibandingkan konfigurasi sebelumnya) dan *NA-4 (inverse delta wing + shoulder* lebih pendek dari *NA-3*, posisi *step* sama dengan *NA-3 MOD*) sekitar 3.0 sampai dengan 4.0. *RC model* kapal bersayap, *WiSE-craft*, sebagai wahana untuk mempelajari karakteristik dinamik saat *takeoff* sampai dengan *landing*. Pada bagian teori dibahas mengenai aerodinamika airfoil dari *winglet* dan masalah aerodinamika pada sayap. Masalah hidrodinamika (*hump drag*), yaitu posisi *step* dan bentuk *hull* dari prototip *WiSE-craft* kapasitas (8-10) *seaters*. Kaitan berat, *W* dengan tenaga mesin (*PK*) yang dibutuhkan untuk mengatasi masalah *liftoff* dan *airborne* serta jarak *takeoff-landing*. Rancang-bangun kapal bersayap, *WiSE-craft* 8 *seaters*, telah dimulai dari tahap disain, uji model di terowongan angin (*wind tunnel*

test) di LAGG-PUSPIPTEK, Serpong, uji model hidrodinamika di LHI-BPPT, Surabaya dan uji *RC model* dengan konfigurasi *NA-1 (sayap rectangular)*, *NA-2 (sayap inverse delta)*, *NA-3 (sayap inverse delta + shoulder)*, *NA-3 MOD* dan *NA-4* di danau Jati Luhur. Konfigurasi *NA-1*, *NA-2* dan *NA-3* disebut sebagai konfigurasi pertama, sedangkan *NA-3 MOD* dan *NA-4*, disebut sebagai konfigurasi kedua, di mana sayap (*wing*) menggunakan *airfoil* jenis *Clark-Y* dan ekor menggunakan konfigurasi *V-tail*.

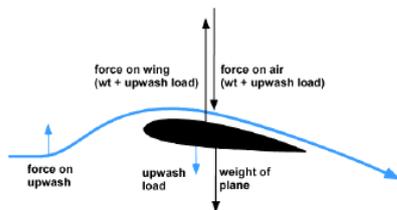
Tenaga mesin sebesar 11.0 [*PK*], dengan berat total sebesar 52.0 [*kg*]. Pada konfigurasi kedua *NA-3 MOD*, dengan posisi *step* lebih pendek dibanding *NA-3* memenuhi persyaratan untuk *liftoff* di mana *center of gravity*, *c.g* membentuk sudut (10-15)^o terhadap posisi *step*. Konfigurasi kedua *NA-3 MOD* dan *NA-4* mempunyai berat yang lebih ringan, di mana berat total sekitar 48.0 [*kg*]. Hal ini sangat mempengaruhi prestasi terbang saat *liftoff* dan *takeoff* dengan hasil yang lebih baik. Pada saat uji layar *RC model*, dipasang *GPS*, (*Global Positioning System*) yang berfungsi untuk mengetahui posisi dan kecepatan.

2. BAHAN DAN METODE

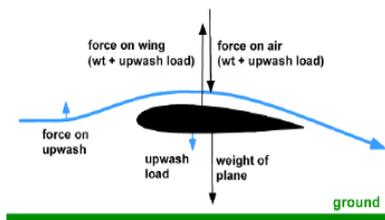
2.1. Pengaruh *surface effect*

Fenomena aerodinamika yang sering menjadi salah pengertian, adalah masalah *ground effect*. Penambahan efisiensi pada sayap ketika wahana terbang setinggi lebar sayap dari permukaan tanah. Pesawat udara dengan posisi sayap rendah (*low wing*) mereduksi *drag* sebesar 50 [%] sebelum *touchdown*. Pengurangan *drag* hanya di atas permukaan tanah dimanfaatkan oleh burung besar yang sering terbang rendah di atas permukaan air. Pilot saat *takeoff* menerbangkan pesawat udara dari *deep-grass* atau *soft runways*, juga memanfaatkan *ground effect*. Banyak dari Pilot salah mengerti, mempercayai bahwa *ground effect* adalah akibat udara yang ditekan antara sayap dengan permukaan tanah. Fenomena *ground effect*, adanya *upwash*, seperti diperlihatkan pada Gambar 2.1.1 dan Gambar 2.1.2.

Lengkungan aliran udara di atas permukaan horizontal mempunyai gaya ke arah vertikal (*upwash*). Menurut hukum *Newton I & III*: gaya reaksi besarnya sama dan berlawanan arah yang terjadi pada lengkungan aliran udara. Akibatnya, timbul pembebanan yang arahnya ke arah bawah sayap. Apabila, sayap terbang dengan *angle of attack*, α yang besar, maka akan memperbesar *induced power*. Hal sebaliknya, bila sayap diterbangkan di atas permukaan tanah, maka akan mengurangi *upwash*, yang mengkompensasi *angle of attack*, α sehingga mengurangi *induced power*. Kerja sayap menjadi lebih efisien.



Gambar 2.1.1 Airfoil sayap pada *Out of surface effect*



Gambar 2.1.2 Airfoil sayap pada *In Surface effect*

Penambahan beban sehubungan dengan *upwash*, adalah sama dengan berat total, *MTOW*, *Maximum Takeoff Weight* pesawat udara dikali

$2/AR$. Pada pesawat udara berukuran kecil, *aspect ratio*, *AR* sekitar (7.0 – 8.0). Maka, pesawat udara kecil tersebut dengan $AR = 8.0$ dalam percobaan, mengurangi 25.0 [%] *wing loading* pada *ground effect*. Hubungan, bahwa *induced power* berbanding lurus dengan pembebanan (*load*), sehingga mengurangi 50.0 [%] dari *induced power*. Sebagai estimasi, adalah *Cessna 172* yang terbang dengan kecepatan 110.0 [*knots*], menghasilkan gaya angkat (*lift*) sebesar 5.0 [*ton/detik*]. Apabila, dimasukkan kontribusi *upwash*, maka diperoleh harga sekitar 6.0 [*ton/detik*]. Jika, *Maximum TakeOff Weight*, *MTOW* = 3200.0 [*kg*] untuk prototip *WISE-craft* kapasitas (8-10) *seaters* dengan mesin 700.0 [*PK*] dan *Aspect Ratio*, $AR = 4.0$ pada kecepatan 110.0 [*knots*] terbang pada *ground effect*, maka diperoleh penambahan beban sebesar 1500.0 [*kg*].

2.2. Rancangan sayap dan optimalisasi *Winglet*

Apabila merancang airfoil dari *winglet*, maka perlu diperhatikan 5 (lima) parameter untuk optimalisasi, sebagai berikut:

- Sudut *Cant*
- Distribusi *twist*
- *Sweepback*
- *Taper ratio*
- *Ratio* dari *winglet root chord* ke *tip chord*.

2.2.1. Sudut *Cant*

Sudut *cant* dikembangkan pada *sailplane*, di mana pesawat udara dengan sayap (*wing*) fleksibel dudukan rendah menggunakan sudut *wingtip* sekitar 30° . *Sailplane* terbang menggunakan *water ballast*. Kapal laut modern berukuran panjang sekitar 15 meter mempunyai sudut *wingtip* sekitar $(7-12)^\circ$. Pada teknologi pembuatan *winglet*, umumnya mengatur sudut *cant* sebesar 0.0° (sebelah kanan sayap), disesuaikan dengan defleksi sayap. *Winglet* menghasilkan beban arah samping saat terbang dan salah satu komponen di-orientasikan ke arah bawah. Hal ini disebabkan oleh situasi, di mana *winglet* menghasilkan tambahan *drag*, sebagai kontribusi berat kapal bersayap. Banyak pendekatan untuk mengatur sudut *cant* di *ground*, seperti: 0.0° tambah defleksi sudut *tip* lokal saat terbang.

2.2.2. *Sweepback*

Pemilihan sudut *sweepback* didasarkan pada pengamatan eksperimen. Dipercayai bahwa, sudut *sweepback* untuk *winglet* diusahakan sama dengan sayap utama (0.0°), di mana pengalaman eksperimental lebih diutamakan. Jika, *winglet* bagian vertikal tanpa menggunakan *sweepback*, maka bagian pangkal (*root*) dari *winglet* mengalami *stall* lebih awal dari pada bagian ujung (*tip*) yang masih mengudara. Situasi yang optimum dari masalah aerodinamika, adalah dengan kepemilikan beban aerodinamika seperti pada permukaan *winglet* yang mengalami *stall* secara tidak merata. Perhatikan *sweeping back* dari *winglet* yang menambah pembebanan pada bagian *tip*. Variasi pada *angle of attack*, α dari *winglet* sebagai fungsi dari ketinggian, h [meter]. Perubahan sudut yang besar dari *sweepback* ditentukan oleh koreksi yang jelek pada *tip*.

Pada teori *winglet*, sudut *sweep* 30° pada *leading edge* digunakan untuk menghasilkan efek ini. Rasio dari *winglet root chord* ke *sailplane tip chord*. Seperti terlihat pada *winglet*, sebaiknya dirancang sebagai perpanjangan dari sayap, dan sekali gus *winglet* yang optimum menyebabkan aliran transisi yang rata pada permukaan sayap horizontal dan vertikal. Jika, *root chord* dari *winglet* adalah sama dengan *tip chord* dari sayap, maka aliran udara yang membentuk sudut pada *tip* akan memberikan bentuk yang lebih kecil dari pada *winglet* lebih kecil pada *tip chord*. Hasilnya diketahui pada kecepatan tinggi, di mana sudut aliran udara tidak terlalu besar untuk menghadapi pemisahan aliran dari permukaan *outer/ lower* pada *winglet*.

2.2.3. Distribusi Twist

Distribusi *twist* pada sebuah *winglet* secara normal diseleksi agar menghasilkan distribusi pembebanan yang menyilang pada *winglet span*. Apabila, aliran udara datang mempunyai sudut serang, α yang besar mengarah ke *tip*, maka terjadi *twist* pada *winglet*. Hal ini berlawanan dengan metodologi pembuatan sayap, di mana perlu pengurangan sudut serang, α secara perlahan yang mengarah ke *tip* menghasilkan gaya angkat aerodinamika, *lift*. Pembuatan *twist* yang optimum, dikerjakan secara iterasi. Akibat adanya distribusi *twist* pada *winglet*, menimbulkan *stall* secara perlahan. Sudut *twist* sekitar 2° adalah optimum. Keuntungan kedua, terjadinya *twist* pada *winglet* menyebabkan prestasi terbang membaik, akibat aliran udara yang memisah yang terjadi pada permukaan luar *winglet* dengan koefisien *CL* yang rendah pada *high speed*.

2.2.4. Taper ratio

Pengaruh *taper ratio* pada aliran udara datang yang membentuk sudut, menghasilkan distribusi *twist* yang optimum. Pertambahan *taper ratio*, maka distribusi *twist* yang optimum pada *winglet*, bervariasi secara linear dari *root* ke *tip*. Pada prakteknya, lebih mudah dan teliti jika membangun suatu *winglet* dengan perubahan linear pada sudut *twist* sepanjang *winglet span*. *Winglet* dengan *tip chord* yang besar untuk memaksimumkan bilangan *Reynold's*. Perbandingan/ rasio *tip* ke *root chord* yang diseleksi sekitar 0.6.

2.2.5. Toe-out

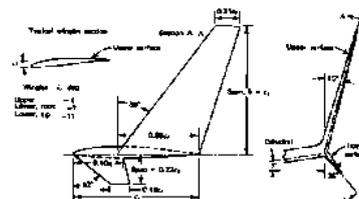
Pendefinisian *toe-out* didasarkan pada batasan sederhana untuk memaksimumkan kecepatan, V dalam hal terjadinya penguatan *winglet* dan menseleksi sudut serang, *angle of attack*, α *alpha* yang sesuai, sehingga terjadi pengurangan *high speed drag*.

2.2.6. Airfoil dari Winglet

Airfoil dari *winglet* dirancang dengan mengikuti beberapa kriteria (*design requirement*), sebagai berikut:

- mengurangi *drag* pada kondisi *CL* (koefisien gaya aerodinamika) yang rendah.
- airfoil pada *winglet* yang lebih toleransi terhadap bilangan *Reynold's* rendah.
- memaksimumkan toleransi terhadap perlambatan.

Richard Withcomb mengembangkan *winglet* pada sayap seperti Gambar 2.2.6.1.



Gambar 2.2.6.1⁴ *Winglet* karya *Richard Withcomb*

2.3. Aerodinamika dan Hidrodinamika

Perubahan yang terjadi pada distribusi gaya angkat aerodinamika pada konfigurasi sayap dengan dan tanpa *winglet*. Kondisi *boundary* pada *wingtip* dari sayap utama tidak terlalu panjang seperti pada *lift taper* ke nol pada *tip*. Misalkan, distribusi gaya angkat aerodinamika pada sebuah sayap dengan *winglet* digunakan untuk

mengakhiri pada titik imajinasi yang sama untuk bentuk yang tidak tentu pada *winglet* vertikal di permukaan horizontal. Akibatnya, bagian luar dari sayap akan merasakan beban yang tinggi, jika dibandingkan sayap tanpa menggunakan *winglet*. Sebagai contoh, seperti pada *sailplane* dengan menggunakan 2 (dua) buah trapesium *platform* seperti pada kapal bersayap ASW-20 atau LS-6 yang memberikan beban luar *tip* lebih efisien dari titik-titik *induced drag*. Kedua, kemampuan tambahan dari sayap utama berarti, *Cl max* dari semua sayap ditambah, dan prestasi terbang dari *Sailplane* akan berubah pula. *Hump drag* yang besar dialami saat sub-fase *ground roll*, di mana gaya hidrodinamika sangat besar.

Perhitungan *water resistance* menggunakan metoda *Savitsky*. Kemampuan manuver *WISE-craft* untuk *takeoff* di permukaan air, diketahui melalui estimasi *thrust/ weight ratio* dan *lift/ drag ratio*. Koefisien gaya gesek hidrodinamika biasanya sekitar 40 (empat puluh) sampai dengan 80 (delapan puluh) kali lebih besar dari koefisien gaya hambat aerodinamika, C_D . Pada Gambar 2.3.1 diperlihatkan kurva *Thrust, T* dan *Drag, D* versus kecepatan, V , [Knots] dari literatur. Analisa gaya gesek dan gaya angkat hidrodinamika dengan metoda *Savitsky* untuk beberapa koefisien gesek, $C_f = 0.001$; 0.00257 dan 0.01 dan $k = 4000$; 1500 dan "daerah turbulensi" sebagai harga minimum, normal dan maksimum. Menurut teori *Blasius* (k =bilangan *Prandtl*). *Prandtl* menyarankan, $k = 1700$ pada uji model *towing tank* yang bergerak di permukaan air.⁵



Gambar 2.3.1⁴ Kurva *thrust, T*; *drag, D* versus kecepatan, V

Pada temperatur normal 15° C, harga viskositas air, ν bertambah sebesar 4.6%. Gunakan, harga $C_f = 0.0026896$ dan 0.0026298 untuk mengetahui sudut total, η_{TO} . *Water resistance, R* berbanding lurus dengan kecepatan, V . Aliran transisi dari laminar ke turbulen dialami *WISE-craft* ketika *planing*. Pada literatur, ditemukan daerah kritis bilangan *Reynold's*, yaitu sekitar $5 \cdot 10^5$.

2.4. Konfigurasi RC model

2.4.1. Konfigurasi pertama

Proses rancang bangun *RC model* konfigurasi NA-1, NA-2 dan NA-3 dikelompokkan pada konfigurasi pertama dengan posisi *step* (agak ke belakang terhadap CG) yang sama untuk ke tiga konfigurasi sayap. Sebagai laporan, diperoleh dari hasil uji layar pada konfigurasi NA-1 dan NA-2 yang berhasil manuver *zig-zag* di permukaan air, *taxiing* dengan *low speed*, *high speed* dan *takeoff*, kemudian *airbone*. Manuver *turning* ke kiri membentuk setengah lingkaran dengan beberapa kali putaran dan *landing* dengan mulus di atas danau Jatiluhur.

Pada konfigurasi *RC model* NA-3, model berhasil *takeoff* dan *airborne* beberapa saat, kemudian *landing*. Pada Gambar 2.4.1.1, adalah *RC model* konfigurasi NA-3 yang terbuat dari bahan plastik film. Model ini berwarna kuning ini dibuat di laboratorium Hidrodinamika, BPPT, Surabaya dan diuji layar- terbangkan di salah satu danau di Gresik, Jawa Timur. Setelah *RC model* berhasil *liftoff* dan *airborne* beberapa saat. *RC model* konfigurasi NA3 yang lain dikerjakan di laboratorium Hidrodinamika, LHI-BPPT, Surabaya. Telah diujikan di salah satu danau di kota Gresik, Jawa Timur. Pada saat pertama pengujian di Gresik, *RC model* dengan tenaga penuh hingga *planning*, tanpa mengudara (*airborne*). Faktor gesekan *RC model* dengan air cukup besar. Sebelum uji layar, dilakukan penimbangan terhadap *fuselage*, sayap dan konfigurasi lengkap, sebagai *weight and balance* untuk menentukan letak *center of gravity, c.g*, yaitu dengan menempatkan *ballast* sebesar (0.5; 1, dan 1.5) [kg].



Gambar 2.4.1.1 *Fuctional test start engine* pada *RC model* di danau di Gresik

Pelaksanaan *functional test*, di mana Pilot mengaktifkan *power* dan menggerakkan *stick* untuk *control surface* (*aileron, elevator, rudder* dan *water rudder*) dari jarak dekat dan jauh. Beberapa gambar lain memperlihatkan tentang aktifitas pengujian *RC model*, seperti: foto mesin, penimbangan *Weight and Balance*, penentuan *water line*, pengukuran defleksi *control surface* (permukaan atur/ kontrol) untuk mengetahui defleksi sudut yang diperbolehkan, dan lain lain

Perlu dipasang *stopper* pada permukaan atur. Mesin dan *propeller* cadangan dibawa saat pengujian. Pada Gambar 2.4.1.2, terlihat *RC model NA-2* dengan menggunakan tenaga (*power*) mesin yang sama sebesar 11.0 [PK] siap melaksanakan uji layar. Pengaturan defleksi sudut *rudder* dan *water rudder*, adalah untuk menghindari pembelokan yang terlalu tajam akibat sudut defleksi yang terlalu besar. Defleksi sudut *elevator* dibuat tidak terlalu besar, agar *RC model* tidak melakukan *nose pitch up* ataupun *pitch down* terlalu besar.



Gambar 2.4.1.2 *RC model NA-3* siap uji layar di danau Jatiluhur

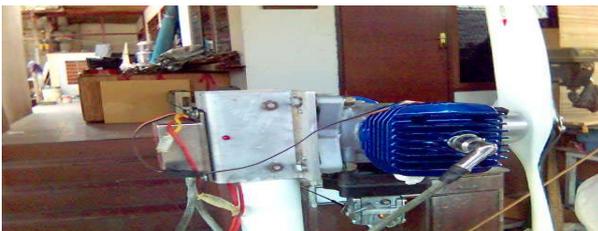
Pada Gambar 2.4.1.3 terlihat *RC model NA-3* diseimbangkan di atas dudukan yang terbuat dari papan. *Ballast* diatur sedemikian rupa di *cockpit*, sehingga terjadi keadaan seimbang antara bagian depan dan belakang *fuselage*.



Gambar 2.4.1.3 Pengukuran *Weight and Balance*, dudukan di sekitar *center of gravity, c.g.*

Pada Gambar 2.4.1.4, terlihat posisi mesin berada di atas *fuselage* dengan tenaga (*power*) mesin sebesar 11.0 [PK].

Defleksi sudut *aileron* tidak terlalu besar, agar radius belok (*turning*) cukup jauh dan membentuk kurva lingkaran. Sedangkan, *nose* membentuk sudut serang, *angle of attack, α alpha*: positif.



Gambar 2.4.1.4 Mesin *RC model NA-2* 11.0 [PK] di atas *fuselage*

Specialist mengukur defleksi sudut *control surface* (permukaan atur) dengan mal, seperti diperlihatkan pada Gambar 2.4.1.5.



Gambar 2.4.1.5 Defleksi sudut *rudder* pada *RC model NA-3* (*inverse delta wing + shoulder*)

Observer melakukan pengukuran kecepatan angin, temperatur dan data meteorologi lain menggunakan peralatan meteorologi seperti: Anemometer, Termometer, sebelum pelaksanaan uji layar. Pengujian yang telah dilaksanakan sebelumnya terhadap konfigurasi pertama di danau Jatiluhur.

2.4.2. Konfigurasi kedua

Beberapa aktifitas persiapan *RC model NA-3 MOD* dan *NA-4* dilaksanakan di Pondok Cabe, Jakarta. Penimbangan awal *fuselage*, di mana posisi *step* mendekati posisi *center of gravity, c.g.*, membentuk sudut $(10-15)^\circ$ dari posisi *center of gravity, c.g* ke *step*, sesuai dengan disain *sea-plane*. Posisi *step* konfigurasi kedua ini memberikan hasil yang jauh lebih baik dari konfigurasi pertama. Karena, terlihat gerak model saat *rolling* menuju kondisi *planning* memerlukan waktu yang jauh lebih singkat. Bentuk/ jarak *step* (hidrodinamika) pada *hull* yang bagus memberikan hambatan (*hump drag*) dari air yang kecil. Akibatnya, gaya aerodinamika pada sayap cepat terbangkitkan. *RC model takeoff* dengan sempurna.

Berdasarkan hasil uji layar yang telah dilaksanakan pada konfigurasi *NA-1, NA-2, NA-3, NA-3 MOD* dan *NA-4* (*inverse delta wing + shoulder* lebih pendek dari *NA-3* dan posisi *step* agak ke depan dibanding *NA-3*). Pembuatan prototip *WISE-craft* kapasitas (8-10) *seaters* menggunakan konfigurasi *NA-3 MOD* (*inverse delta wing + shoulder*) dengan posisi *step* agak ke depan. Pemilihan berdasarkan karakteristik dinamika pada konfigurasi *NA-3 MOD* (*inverse delta + shoulder* lebih pendek dan posisi *step*

agak maju ke depan) lebih cocok terbang rendah di atas permukaan air danau di Jatiluhur dibandingkan konfigurasi lain.

Pada Gambar 2.4.2.1, terlihat bentuk sayap dan *winglet* konfigurasi NA-3 MOD dan NA-4 (dimensi *shoulder* pada sayap lebih kecil) yang sudah dibuat dengan berat yang lebih ringan. Kedua sayap konfigurasi ini mempunyai bentuk/ disain *pontoon* yang baru. Bentuk *winglet* seperti terlihat pada ujung sayap kiri dan kanan. Material yang digunakan pada seluruh permukaan RC model, menggunakan material komposit.

Pada Gambar 2.4.2.2 terlihat salah satu teknik untuk mengetahui posisi *center of gravity*, *c.g* dekat dengan posisi *step* pada *fuselage* bawah (*hull*). Pemasangan kabel dan dukungan *flight control system* sudah di-set sebelum komponen sayap dan *fuselage* selesai, misal untuk menggerakkan *control surface* (*elevator*, *aileron*, *rudder* dan *water rudder*). Pengalaman dalam pembuatan fisik per-komponen pada model: mulai dari *fuselage*, *wing*, *horizontal* (HTP) dan *vertical tail plane* (VTP) secara bersamaan atau simultan, bermanfaat jika diterapkan pada pembuatan prototip. Pengujian terakhir pada konfigurasi NA-3 MOD dan NA-4 di danau Jatiluhur, tanggal 28, 29 dan 30 Juni 2006. Hasil: konfigurasi NA-3 MOD berhasil *liftoff* dan *airborne*. Konfigurasi NA-4 berhasil *takeoff*, *airborne*, *cruise*, *turning* ke kiri pada ketinggian mendekati *ceiling altitude*, *descent* dan *turning* ke kanan dengan sudut belok yang tidak terlalu besar.



Gambar 2.4.2.1 Sayap RC model konfigurasi NA-3 MOD



wahana terbang (*WISE-craft*) matra lateral. Gerak RC model cenderung maju ke depan arah matra longitudinal.



Gambar 2.4.2.3 Bentuk *winglet* konfigurasi NA-4

Pada Gambar 2.4.2.4, berat *Horizontal Tail Plane*, (HTP) pada konfigurasi kedua ini lebih ringan dari pada *Horizontal Tail Plane*, (HTP) konfigurasi pertama.

Pembuatan permukaan luar *control surface* yang rata, terbuat dari bahan kertas dilaminasi dengan pemanas (seterika pakaian), sehingga membentuk permukaan yang lebih ringan. Aliran udara menjadi lebih *streamline*.



Gambar 2.4.2.4 *Horizontal Tail Plane*, (HTP) konfigurasi NA-4 ditimbang

2.5. Metoda Analisis

Metoda analisis yang digunakan terhadap model gerak suatu sayap dekat permukaan tanah, seperti: *simple channel models*, *analytical asymptotic approaches*, *potential panel methods* dan *modern finite volume methods*. Pada umumnya penyelesaian persoalan kritis dalam perancangan model yang berhubungan dengan masalah gerak benda di air, menggunakan metoda Panel. Metoda *Vortex Lattice*, (VLM), digunakan sebagai pendekatan antara ketelitian dan persyaratan komputasional yang diperlukan untuk menyelesaikan persoalan gerak kapal bersayap, *WISE-craft* sebelum *takeoff*. Pada teori, hal ini dibagi menjadi 2 (dua) daerah.

...berfungsi sebagai *stabilizer* (stabilisasi) gerak

$$F_r = V_\infty / \sqrt{gD^{1/3}} \langle 3.0$$

di mana,

- V_∞ : kecepatan wahana terbang.
- D : jarak tempuh wahana terbang di permukaan air.

Bentuk *planning*, berlaku persamaan (*aerodynamic un-loading*), sebagai berikut:

$$F_r > 3.0$$

Pendefinisian gaya hidrodinamika dan parameter gerak *WISE-craft* pada regim pertama, sulit secara teoretikal. Pendekatan awal terhadap model matematika, maka data diambil dari hasil uji *towing tank*. Pada regim kedua, permukaan *planning* diambil dari suatu sayap dengan *wetted surface* yang tidak diketahui, membuat persamaan non-linier. Persamaan iterasi komputasional menggunakan metoda *VLM (Vortex Lattice Method)*⁶. Pendekatan untuk mengetahui permukaan gelombang di belakang *step*. Interseksi antara *free surface* dengan *wetted area* sebagai iterasi pertama. *Wetted area* direpresentasikan melalui *discrete vortices*, di mana intensitas dihitung dari kondisi *boundary*. Kemudian, dikembangkan *Wave theory* (teori Gelombang) berdasarkan persamaan kinematika dan kondisi dinamik dari *boundary* pada *free surface*. Persoalan dengan melihat osilasi pada sayap, penambahan *derivative* masa setiap saat dihitung pada *wetted surface* dengan menggunakan metoda *VLM (Vortex Lattice Method)*. Persamaan aerodinamika sayap, adalah seperti cara menghitung koefisien aerodinamika, C secara *quasi steady*, *unsteady* dan *perturbation*, diperlihatkan oleh persamaan:

$$C = C(v, h, V) + C^\beta \beta + C^\gamma \gamma + C^{\Omega_y} \Omega_y + C^h V_y / V [C^x \Omega_x + C^z \Omega_z] L / V + C_{ww}$$

di mana,

- v : sudut *pitch*.
- h : ketinggian terbang (*flight height*).

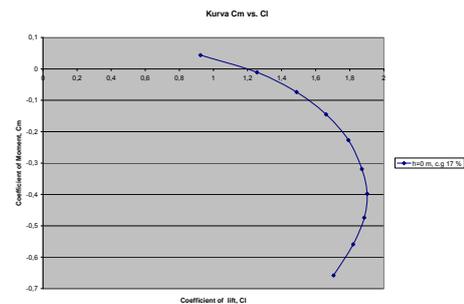
pada model khusus dengan kasus amplitudo gelombang kecil.

Pengembangan teori simulasi gerak *WISE-craft* didasarkan pada solusi sebuah sistem non-linear persamaan *describing* dinamika 3 (tiga) dimensi untuk semua regim pada *WISE-craft*. Gaya aero-hidrodinamika dihitung dari semua kemungkinan parameter Kinematika dari kapal bersayap *WISE-craft*. Pendekatan multi-dimensi gaya yang membuat gerak setiap saat pada *step* dari *WISE-craft*.

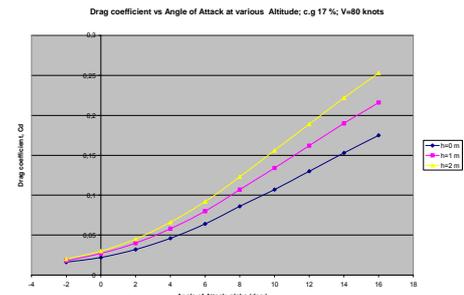
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada Gambar 3.1 terlihat kurva perhitungan parameter C_M versus C_L secara teoretikal untuk *RC model* konfigurasi *NA-3* dan *NA-4*.

Pada Gambar 3.2, terlihat kurva perhitungan dan pengukuran koefisien *Drag*, C_D versus sudut *angle of attack*, (literatur), di mana untuk *RC model* konfigurasi *NA-1*, *NA-2*, *NA-3*, *NA-3 MOD* dan *NA-4* belum dimasukkan ke dalam gambar tersebut.



Gambar 3.1⁶ Koefisien Momen vs. koefisien Gaya Lift *WISE-craft*

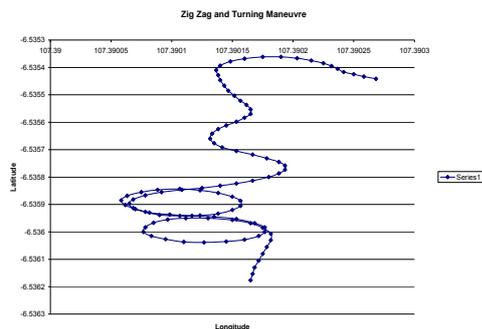


ini menggunakan metoda *NVLM (Non-linear Vortex Lattice Method)*. Kondisi *boundary* non-linear sangat memuaskan pada posisi di mana permukaan terangkat (*lifting surface*) dari *step*. *Viscous drag* dihitung dengan menggunakan formula empiris. Gaya tambahan C_{ww} ditemukan

hasil uji layar *water tunneling* pada konfigurasi *NA-3*, dicatat dengan menggunakan *Global Positioning System, GPS* di mana *wind calm* dan temperature normal, sebagai berikut ini.

Pada Gambar 3.3, hasil uji layar manuver *zig-zag* dan *turning* dari *RC model NA-3* di danau Jatiluhur, yaitu dengan menggunakan alat ukur

posisi dan kecepatan: *Global Positioning System*, (GPS).



Gambar 3.3 RC model NA-3 manuver zig-zag dan turning

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil uji layar RC model NA-1, NA-2, NA-3, NA-3 MOD dan NA-4, diperoleh beberapa kesimpulan, sebagai berikut:

- Pada hidrodinamika, posisi *step* dengan menggunakan konfigurasi kedua, yaitu NA-3 MOD dan NA-4 yang lebih pendek jaraknya: lebih baik. Tingkat kelincihan (*agility*) dari aerodinamika pada konfigurasi sayap NA-3 dan NA-4: mempunyai tingkat yang lebih rendah dibanding konfigurasi lain.
- Konfigurasi NA-4, mempunyai tingkat kelincihan (*agility*) cukup tinggi dengan posisi *step* lebih pendek, sehingga masalah *hump drag* hidrodinamika cukup moderat. Hal ini, juga disebabkan oleh posisi mesin di atas *fuselage*.
- Konfigurasi NA-2 (*inverse delta wing*) mempunyai tingkat kelincihan (*agility*): sedang, sebaiknya menggunakan *step*

- Manuver *turning* saat *airborne*, selanjutnya uji layar membentuk lingkaran, sehingga terjadi radius putaran yang lebih jauh (*bank angle*, $\Phi < 30.0^\circ$).

DAFTAR PUSTAKA

- Ir. R F Scheltema, *Buoyancy and Stability of Ships*, Culemborg, The Netherlands, 1969.
- John J Anderson Jr., *Fundamentals of Aerodynamics*, Second Edition, McGraw-Hill, Inc., New York, 1991.
- Nikolai Kornev, Konstantin Matveev, *Complex Numerical Modeling of Dynamics and Crashes of Wing in Ground Vehicles*, AIAA 2003-600, California Institute of Technology, Pasadena, USA, 2003.
- Sighard F Hoerner, *Fluid dynamic drag*, New York, 1966.
- UPT LAGG, Laporan Pengujian Model WiSE-8 di ILST (Eksperimen 123), BPPT, 2006.
- Tim WiSE LPPM-ITB, Part I-a WiSE 8 Aerodynamic Prediction Based on Datcom, Bandung, 2005.

daniknya gaya aerodinamika pada sayap.

- Proses *liftoff* dan *airborne* phase *takeoff* terjadi dengan mengurangi *power* (akibat posisi mesin di atas *fuselage*). Pilot menambah *power*, sehingga model mengudara, *airborne*, *climb* dan *turning*. Sudut belok, *bank angle*, Φ dibuat tidak terlalu besar.
- Terbang *level flight* sebaiknya tidak lebih dari 5.0 [meter]. Model tidak mengalami kekurangan gaya angkat aerodinamika, seperti yang telah di analisa pada referensi 5 dan 6.