

Pemodelan Dan Simulasi Non Linier Gerak Enam Derajat- Kebebasan Pesawat Nirawak

Oleh :
Ahmad Riyadl, ST

Abstrak

Di dalam artikel ini dilakukan pemodelan matematika dan simulasi enam derajat-kebebasan gerak dari sebuah pesawat nirawak. Pemodelan ini digunakan sebagai acuan dalam simulasi komputer dari model enam derajat-kebebasan sebuah pesawat nirawak. Dalam pemodelan ini dapat dilakukan simulasi panduan, navigasi dan kendali terbang dari pesawat nirawak pada level enjiniring. Pemodelan simulasi ini telah diuji menggunakan konfigurasi standar pesawat dengan input kendali terbang berupa throttle, aileron, rudder dan elevator. Secara umum hasil pengujian menunjukkan bahwa respon simulasi yang dihasilkan sesuai dengan yang diharapkan.

Kata kunci: pesawat nirawak, simulasi enam derajat-kebebasan

Abstract

In this article developed a mathematical model and simulation of a six degree-of-freedom motion of generic unmanned aircraft. The model is to be used as a baseline template for a unmanned aircraft 6DOF computer simulation models. In this simulation, engineering level of guidance, navigation and control of an unmanned aircraft can be implemented. This method was tested using standard aircraft configuration with flight control inputs such as throttle, aileron, rudder and elevator. In general that the aircraft response in the simulation is match with the expected results.

Keywords: unmanned aircraft, six degree-of-freedom simulation

1. PENDAHULUAN

Pesawat nirawak adalah pesawat terbang yang tidak dikendalikan oleh pilot langsung di dalam pesawat. Pesawat ini dikendalikan dengan menggunakan *remote control* atau dengan sistem autopilot (sistem kendali otomatis dengan menggunakan komputer). Untuk penerapan sistem autopilot diperlukan simulasi kendali untuk mengetahui karakteristik terbang pesawat tersebut pada saat penerapan autopilot. Salah satu metode simulasi kendali yang dapat dilakukan adalah simulasi gerak enam derajat-kebebasan.

Simulasi gerak enam derajat-kebebasan (selanjutnya disebut dengan simulasi gerak 6DOF) adalah simulasi gerak pesawat yang merepresentasikan enam derajat kebebasan gerak pesawat, yaitu tiga gerak translasi dan tiga gerak rotasi. Simulasi gerak 6DOF dibutuhkan untuk mengamati respon kendali terbang dan memprediksi prestasi terbang pesawat nirawak. Dengan simulasi gerak 6DOF dapat disimulasikan respon pesawat terhadap input bidang kendali dan perubahan tenaga mesin, dapat diamati respon dari model controller atau autopilot, dan dapat juga digunakan untuk suatu sistem *in-the-loop* yang dapat mendeskripsikan gerak pesawat nirawak dengan sistem perangkat kerasnya. Dengan simulasi dapat dilakukan investigasi enjiniring sebelum melakukan uji terbang sehingga dapat mengurangi biaya dan resiko selama pengembangan dari sistem pesawat nirawak.

Program utama simulasi dikerjakan dengan menggunakan software Matlab. Pemograman dilakukan secara modular. Subsistem program dapat dirubah sesuai dengan keperluan analisa dan simulasi. Untuk tampilan animasi simulasi digunakan software FlightGear. Software ini sudah memiliki interface khusus untuk koneksi dengan Matlab. Dengan menggunakan FlightGear, memungkinkan pemodelan sepenuhnya dilakukan dengan Matlab tanpa dipengaruhi program simulasi internal dari FlightGear itu sendiri. Kendali terbang dilakukan dengan menggunakan joystick game playstation standard. Mulai dari tenaga mesin, bidang kendali *aileron*, *elevator* dan *rudder* dapat dijadikan sebagai input di dalam simulasi ini. Input kendali terbang juga dapat ditambah atau dikurangi sesuai dengan kebutuhan simulasi. Disediakan juga pada simulasi sebuah blok dimana dapat dimasukkan sistem controller atau autopilot dan untuk koneksi dengan external-hardware. Pemodelan atmosfer dilakukan dengan menggunakan standar internasional, hal ini dikarenakan belum adanya standar untuk wilayah Indonesia. Keakurasian model atmosfer penting karena atmosfer menentukan besarnya gaya dan momen aerodinamika.

* Peneliti di Bidang Kendali Dan Telemetri Pustekrokot - LAPAN

Secara umum program simulasi ini dapat digunakan untuk berbagai konfigurasi pesawat. Modul-modul dari program simulasi dapat dimodifikasi untuk disesuaikan dengan konfigurasi yang diinginkan. Oleh karena itu metoda simulasi yang digunakan dan hasil simulasi (respon kendali terbang dan prestasi terbang pesawat nirawak) yang dihasilkan perlu untuk dibahas. Tulisan ini membahas metoda simulasi yang digunakan dan hasil simulasi (respon kendali terbang dan prestasi terbang pesawat nirawak) yang dihasilkan.

2. METODOLOGI

Bagian utama simulasi dibuat dengan menggunakan software Matlab. Dengan software ini dibuat persamaan gerak pesawat, pemodelan matematika gaya dan momen aerodinamika pesawat, pemodelan airframe, pemodelan atmosfer dan pemodelan kendali pesawat. Untuk tampilan hasil sebagian dengan menggunakan Matlab dan sebagian dengan menggunakan software FlightGear.

Secara keseluruhan maka pemrograman simulasi dilakukan dalam beberapa tahap. Berikut ini adalah tahapan-tahapan yang dilakukan dalam pemrograman simulasi pesawat nirawak :

1. Pemodelan persamaan gerak 6DOF pesawat nirawak. Pemodelan persamaan gerak sebagian menggunakan blok modul yang sudah ada di Matlab dan sebagian lagi didevelop sendiri disesuaikan kondisi simulasi yang diinginkan.
2. Pemodelan gaya dan momen aerodinamika pesawat nirawak. Pemodelan gaya dan momen aerodinamika pesawat nirawak sangat tergantung dari airframe dan fungsi kendali yang digunakan pada pesawat tersebut. Perhitungan gaya aerodinamika dapat dilakukan dengan menggunakan teori yang ada referensi 1,2 dan 3 atau dengan menggunakan software perhitungan gaya aerodinamika.
3. Pemodelan airframe. Pemodelan airframe meliputi penentuan dimensi referensi yang akan digunakan untuk perhitungan gaya dan momen aerodinamika. Besaran dimensi ini tergantung dari bentuk wahana yang akan disimulasikan.
4. Pemodelan atmosfer. Pemodelan atmosfer dilakukan untuk menentukan besarnya tekanan dan massa jenis udara sebagai fungsi tinggi terbang. Dalam simulasi ini digunakan model atmosfer *International Standard Atmosphere (ISA)*.
5. Pemodelan kendali terbang. Pemodelan kendali terbang tergantung dari apa saja yang dapat dijadikan input untuk mengendalikan pesawat. Mulai dari *throttle, rudder, aileron*, dan *elevator* semuanya dapat digunakan pada simulasi ini. Pada simulasi ini disediakan modul standard pengendalian mencakupi semua input tersebut, tetapi pada penggunaannya tergantung dari konfigurasi yang diinginkan. Modul ini juga masih dapat dimodifikasi untuk menambah input kendali terbang.
6. Respon dinamik dari pesawat dan animasi. Respon dinamik dari pesawat ditampilkan dalam bentuk grafik sebagai fungsi waktu. Semua parameter terbang dan respon dinamik dapat ditampilkan dalam simulasi ini. Secara visual respon dinamik juga dapat diperlihatkan pada animasi. Animasi dilakukan dengan menggunakan software FlightGear. Software ini digunakan karena memberikan tampilan 3D dan animasi yang baik, dan juga memungkinkan untuk pemodelan dinamik sepenuhnya dilakukan dengan software Matlab.

Program simulasi ini diuji dengan menggunakan konfigurasi standar pesawat, dengan input kendali terbang berupa *throttle, aileron, rudder* dan *elevator*. Simulasi ini hanya untuk mensimulasikan ketika pesawat sedang terbang stasioner sedangkan kondisi *take-off* dan *landing* tidak disimulasikan. Pada program ini yang menjadi perhatian utama adalah kendali terbang pesawat dan respon dinamik dari pesawat ketika diberikan input kendali terbang.

2.1 Pemodelan Persamaan Gerak Enam Derajat-Kebebasan (6DOF) Pesawat Nirawak

2.1.1 Persamaan Gerak Umum

Untuk mensimulasikan gerak 6DOF pesawat nirawak maka digunakan persamaan gerak yang mendefinisikan secara matematik gerak pesawat tersebut. Penurunan dan analisis dari persamaan gerak ini dapat dilihat pada referensi 1,2 dan 3. Secara umum persamaan gerak pesawat terdiri dari tiga bagian yaitu persamaan gerak translasi, persamaan gerak rotasi dan persamaan kinematika sudut gerak pesawat.

2.1.2 Persamaan Gerak Translasi

Berikut ini adalah persamaan gerak translasi pesawat pada sumbu tata acuan koordinat benda. Persamaan ini diambil dari referensi 1.

$$\begin{aligned}\sum \Delta F_X &= m(\dot{U} + WQ - VR) \\ \sum \Delta F_Y &= m(\dot{V} + UR - WP) \\ \sum \Delta F_Z &= m(\dot{W} + VP - UQ)\end{aligned}\quad (2-1)$$

Pada persamaan diatas, variable U, V dan W adalah komponen kecepatan pada sumbu benda X_b , Y_b dan Z_b , variable P, Q dan R adalah komponen kecepatan sudut pada sumbu benda X_b , Y_b dan Z_b , dan $\square F_X$, $\square F_Y$ dan $\square F_Z$ adalah total gaya yang bekerja pada masing-masing sumbu benda X_b , Y_b dan Z_b .

2.1.3 Persamaan Gerak Rotasi

Berikut ini adalah persamaan gerak rotasi pesawat pada sumbu tata acuan koordinat benda. Persamaan ini diambil dari referensi 1.

$$\begin{aligned}\sum \Delta L &= \dot{P}I_X - \dot{R}I_{XZ} + QR(I_Z - I_Y) - PQI_{XZ} \\ \sum \Delta M &= \dot{Q}I_Y + PR(I_X - I_Z) + (P^2 - R^2)I_{XZ} \\ \sum \Delta N &= \dot{R}I_Z - \dot{P}I_{XZ} + PQ(I_Y - I_X) + QR_{XZ}\end{aligned}\quad (2-2)$$

I_X , I_Y , I_Z adalah inersia pesawat terhadap sumbu benda X_b , Y_b dan Z_b , I_{XZ} adalah inersia silang dan $\square L$ adalah total momen terhadap sumbu benda X_b , $\square M$ adalah total momen terhadap sumbu benda Y_b , dan $\square N$ adalah total momen terhadap sumbu benda Z_b .

2.1.4 Persamaan Kinematika Sudut Gerak Pesawat

Berikut ini adalah persamaan kinematika sudut gerak pesawat pada sumbu tata acuan koordinat benda. Persamaan ini menyatakan hubungan antara sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* dengan kecepatan sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Persamaan ini diambil dari referensi 1.

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi$$

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta$$

$$\dot{\Psi} = Q \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} + R \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta}\quad (2-3)$$

2.1.5 Pemodelan Gaya Dan Momen Aerodinamika Pesawat Nirawak

Gaya dan momen aerodinamika pesawat ditentukan dari geometri pesawat itu sendiri. Secara umum besarnya gaya dan momen dipengaruhi oleh beberapa hal, yaitu geometri, kecepatan terbang, defleksi bidang kendali dan sudut serang pesawat. Faktor lain yang cukup mempengaruhi besarnya gaya dan momen aerodinamika adalah *downwash*.

Gaya dan momen aerodinamika dinyatakan dalam koefisien dan terdiri dari C_D, C_Y, C_L untuk gaya aerodinamika dan C_l, C_m, C_n untuk momen aerodinamika.

$$C_D = C_D(C_L) + \Delta C_D(el) + \Delta C_D(M) + \dots$$

$$C_L = C_L(\alpha) + \Delta C_L(el) + \Delta C_L(M) + \Delta C_{L_{st}}(\alpha) + \dots$$

$$C_Y = C_Y(\beta) + \Delta C_Y(rdr) + \dots$$

$$C_l = C_l(\beta) + \Delta C_l(ail) + \Delta C_l(rdr) + \frac{b}{2V} [C_{l_p}P + C_{l_r}R] + \dots$$

$$C_m = C_m(C_L) + \Delta C_m(el) + \Delta C_{m_{st}}(\alpha) + \Delta C_m(M) + \frac{c}{2V} [C_{m_q}Q + C_{m_{\dot{\alpha}}}\dot{\alpha}] + \dots$$

$$C_n = C_n(\beta) + \Delta C_n(rdr) + \Delta C_n(ail) + \frac{b}{2V} [C_{n_p}P + C_{n_r}R] + \dots \quad (2 - 4)$$

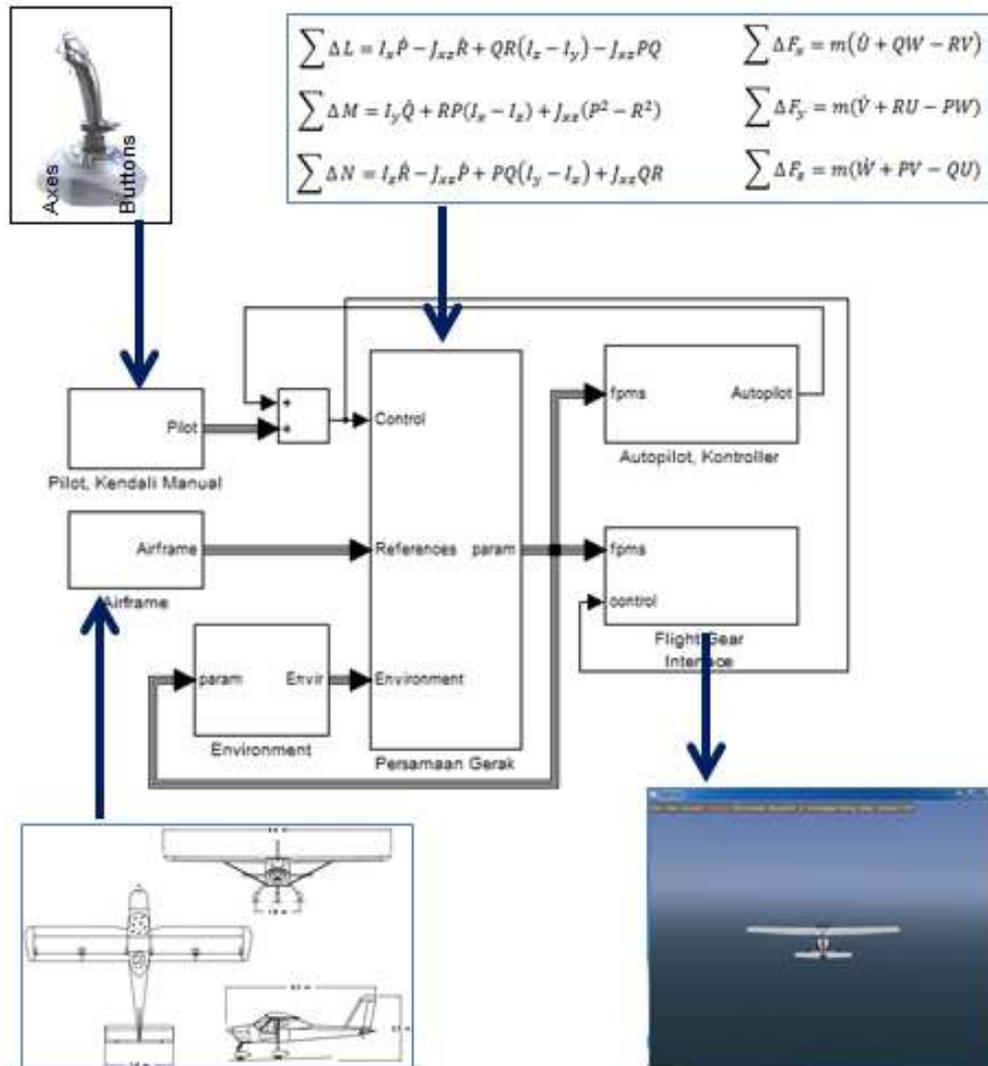
Koefisien gaya hambat, C_D , nilai koefisien gaya hambat, C_D , adalah nilai total koefisien dari seluruh komponen pesawat. Kontribusi gaya hambat sebagian besar berasal dari badan pesawat, roda, propeller dan sayap. Pada umumnya koefisien gaya hambat diformulasikan sebagai fungsi gaya angkat pesawat (ref. 3). Koefisien gaya angkat, C_L , koefisien gaya angkat terdiri dari kontribusi gaya angkat body pesawat, sayap, ekor dan komponen lainnya yang memungkinkan dapat berkontribusi terhadap gaya angkat. Pergerakan bidang kendali juga memberikan kontribusi gaya angkat yang cukup signifikan. Koefisien gaya samping, C_Y , koefisien gaya samping paling besar terjadi karena adanya sudut samping, β , atau adanya defleksi bidang kendali *rudder*. Nilai koefisien gaya samping negatif jika sudut samping positif.

Koefisien momen *roll*, C_l , Kontribusi momen *roll* terdiri dari efek *dihedral* sayap, defleksi *aileron* dan defleksi *rudder*. Koefisien momen *pitch*, C_m . Kontribusi momen *pitch* terdiri dari posisi pusat massa pesawat, momen *pitch* badan pesawat, sayap, dan ekor pesawat. Disamping itu efek *downwash* juga sangat berkontribusi terhadap nilai momen *pitch* pesawat. Perubahan C_M terhadap sudut serang pesawat, α , adalah parameter kestabilan pesawat. Syarat kestabilan statik pesawat adalah perubahan C_M pesawat terhadap sudut serang, α , bernilai negatif. Koefisien momen *yaw*, C_n . Kontribusi momen *yaw* pesawat sebagian besar akibat defleksi *rudder* dan defleksi *aileron*.

3. HASIL DAN ANALISA SIMULASI NON LINIER 6DOF PESAWAT NIRAWAK

Pemrograman simulasi 6DOF dilakukan menggunakan simulink 7, Matlab 2010a. Bagian utama dari simulasi ini adalah persamaan gerak 6DOF pesawat, pemodelan gaya dan momen aerodinamika pesawat, pemodelan airframe, pemodelan atmosfer dan pemodelan kendali pesawat. Pada gambar 3.1 diperlihatkan diagram pemodelan secara keseluruhan :

Untuk tampilan animasi dengan FlightGear, sebelum memulai simulasi terlebih dahulu mengkoneksikan software Matlab dengan FlightGear. Model pesawat dapat dipilih dari model yang tersedia pada FlightGear atau untuk tampilan lebih baik sebaiknya membuat model sendiri dengan software yang support untuk FlightGear. Model pesawat di FlightGear sama sekali tidak mempengaruhi hasil simulasi. Tampilan model hanya sebagai tampilan animasi.



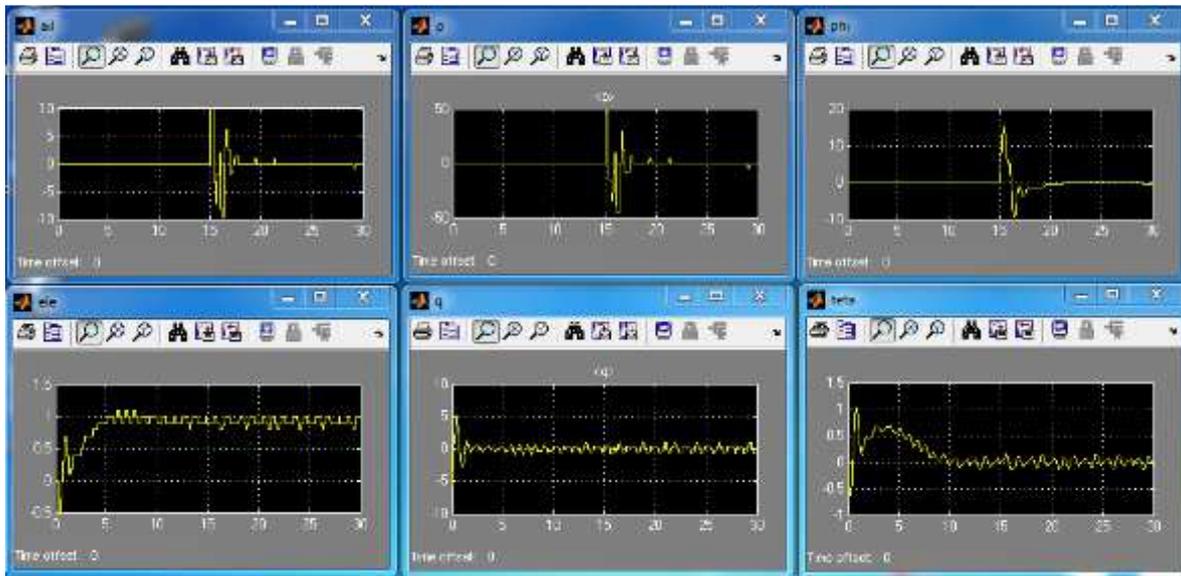
Gambar 3.1 Blok Pemodelan Simulasi Non Linear Pesawat Nirawak

Respon dinamik pesawat dapat dilihat dalam bentuk grafik sebagai fungsi waktu simulasi. Seluruh parameter terbang dapat ditampilkan selama simulasi. Pada gambar 3.2 dapat dilihat sebagian tampilan respon dinamik pada simulasi ini.

Berikut ini adalah parameter yang dapat ditampilkan selama simulasi. Seluruh parameter ini ditampilkan sebagai fungsi waktu simulasi dan dapat disimpan dalam sebuah file. Parameter-parameter tersebut adalah :

1. Parameter gerak pesawat:
 - a. 3 komponen kecepatan pada sumbu benda : $\{u, v, w\}$
 - b. 3 komponen akselerasi pada sumbu benda : $\{a_x, a_y, a_z\}$
 - c. 3 komponen kecepatan sudut pada sumbu benda : $\{p, q, r\}$
 - d. 3 komponen perubahan kecepatan sudut pada sumbu benda : $\{\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}\}$
 - e. 3 komponen orientasi sudut pada sumbu benda : $\{roll, pitch, yaw\}$
 - f. 3 komponen posisi pesawat : $\{latituda, longituda, tinggi-terbang\}$
 - g. 3 komponen kecepatan pada sumbu angin : $\{V, \square, \square, \square\}$
 - h. 9 komponen inersia pesawat : $\{I_{xx}, I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}, I_{yy}, I_{yz}, I_{zx}, I_{zy}, I_{zz}\}$
2. Parameter gaya dan momen
 - a. 3 komponen koefisien gaya aerodinamika pada sumbu benda : $\{C_x, C_y, C_z\}$
 - b. 3 komponen gaya aerodinamika pada sumbu benda : $\{F_x, F_y, F_z\}$
 - c. 3 komponen koefisien momen aerodinamika pada sumbu benda : $\{C_l, C_m, C_n\}$

- d. 3 komponen momen aerodinamika pada sumbu benda : $\{L M N\}$
 - e. 3 komponen gaya dorong pada sumbu benda : $\{T_x T_y T_z\}$
 - f. 3 komponen external momen pada sumbu benda : $\{M_e_x M_e_y M_e_z\}$
3. Parameter lainnya
- a. 4 input kendali terbang : $\{throttle aileron elevator rudder\}$
 - b. 3 parameter atmosfer : $\{\text{kerapatan-udara tekanan-statik temperature-statik}\}$



Gambar 3.2 Sebagian Tampilan Respon Dinamik Simulasi Non Linear Pesawat Nirawak

Pada gambar 3.2 paling kiri atas dan bawah adalah contoh tampilan input kendali terbang, yaitu defleksi sudut *aileron* (bagian atas) dan defleksi sudut *elevator* (bagian bawah). Dengan input kendali terbang yang seperti ini maka dapat dilihat respon dinamik pesawat (kecepatan sudut dan orientasi sudut pesawat) berturut-turut pada gambar yang di tengah dan pada gambar yang paling kanan. Dalam contoh diatas dapat terlihat defleksi *elevator* yang dibutuhkan untuk menjaga agar sudut *pitch* (gambar bawah yang paling kanan) tetap konstan mendekati nol derajat. Dalam gambar diatas juga dapat dilihat ketika defleksi *aileron* positif maka kecepatan sudut *roll* pesawat juga positif dan sudut orientasi *roll* pesawat juga positif, dan sebaliknya jika defleksi *aileron* menjadi negatif maka kecepatan sudut *roll* pesawat juga akan menjadi negatif. Secara umum hasil respon dinamik yang diberikan sesuai dengan yang diharapkan (sesuai dengan prediksi teoritis) namun hal ini akan lebih baik jika bisa dibandingkan dengan hasil uji terbang. Secara umum respon simulasi yang dihasilkan sesuai dengan yang diharapkan, namun secara kuantitatif belum dibandingkan dengan teknik simulasi yang sudah ada.

4. KESIMPULAN

Pemodelan non linear pesawat nirawak yang dibuat ini adalah alat yang efektif dalam proses enjiniring dan pengembangan sistem pesawat nirawak. Dengan pemodelan ini dapat diamati dalam level enjiniring respon dinamik dan prestasi terbang pesawat nirawak. Pemodelan ini mengakomodasi sistem kontroller atau autopilot dan koneksi dengan external hardware. Pemodelan ini dibuat secara modular dan menggunakan software FlightGear untuk tampilan animasi 3D. Dengan sistem modular maka dapat dilakukan modifikasi dan perbaikan untuk modul-modul tersebut untuk disesuaikan dengan kebutuhan analisa dan simulasi. Secara umum hasil respon dinamik yang diberikan dalam pemodelan ini sesuai dengan yang diharapkan namun hal ini akan lebih baik jika bisa dibandingkan dengan hasil uji terbang.

DAFTAR PUSTAKA

1. Blakelock J.H, *Automatic And Control Of Aircraft And Missiles*, Second Edition, John Wiley And Sons , New York, 1991.
2. Etkin B, Reid L.D, *Dynamics Of Flight, Stability And Control*, Third Edition, John Wiley And Sons , New York, 1996.
3. Stevens B.L, *Aircraft Control And Simulation*, Second Edition, John Wiley And Sons, New York, 1992.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Ahmad Riyadl
Tempat & Tgl. Lahir : Medan, 4 Oktober 1978
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : LAPAN
NIP. / NIM. : 197810041220021003
Pangkat / Gol. Ruang : III/b
Agama : Islam
Status Perkawinan : Sudah Menikah

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Al-Azhar Pejaten Tahun: 1994-1997
STRATA 1 (S.1) : ITB Bandung Tahun: 1997-2002

ALAMAT

Alamat Rumah : Per.Bukit Dago, Cassablanca, Blok E.13 no.3
HP.:08159074613
Alamat Kantor / Instansi : Jalan Raya Lapan Rumpin
Email: a_riyadl@yahoo.com