

SIMULASI GERAK LONGITUDINAL LSU-05

Muhammad Fajar
Pusat Teknologi Penerbangan/LAPAN
muhammad.fajar@lapan.go.id

Abstrak

LAPAN sedang mengembangkan pesawat tanpa awak LSU-05 dengan berat total 75 kg. Pesawat ini merupakan pesawat generasi ke 5 yang dikembangkan oleh LAPAN. Pesawat ini diharapkan mampu membawa *payload* sebesar 30 kg. Dalam paper ini, disimulasikan gerak longitudinal pada kondisi terbang operasional pesawat tanpa awak tersebut. Pesawat disimulasikan pada ketinggian 3000 meter dengan kecepatan 30 m/s. Simulasi dibuat menggunakan MATLAB dengan karakteristik aerodinamika pesawat yang diperoleh menggunakan Digital Datcom. Simulasi mengamati gerak longitudinal pesawat berupa kecepatan, sudut serang *pitch rate*, sudut *pitch*, dan perubahan ketinggian terbang pesawat pada rentang waktu 50 detik akibat *defleksi* elevator pesawat. Kondisi awal pesawat dalam simulasi adalah sudut serang 0 derajat dengan variasi defleksi elevator sebesar -10, -5, 0, +5, dan +10 derajat dan gaya dorong pesawat sebesar 20 kgf.

Kata kunci: simulasi, gerak longitudinal, LSU-05, MATLAB.

Abstract

LAPAN had been developing unmanned LSU-05 aircraft with total weight 75 kg. The aircraft was the fifth generation of aircraft developed by LAPAN. The aircraft was expected to carried payload up to 30 kg. In this paper, the longitudinal motion of the aircraft at operational flight condition was simulated. The aircraft was simulated at 3000 meters altitude and 30 m/s speed. This simulation was developed by MATLAB with characteristics of aerodynamics obtained by Digital Datcom. In the simulation, the initial angle of attack was 0 degree. Elevator deflection was varried from -10, -5, 0, +5, +10 degree with 20 kgf of thrust. The simulation observe the longitudinal motion of the aircraft which is speed, angle of attack, pitch rate, pitch angle, and the change of altitude of the aircraft within 50 seconds.

Keywords: simulation, longitudinal motion, LSU-05, MATLAB.

1. PENDAHULUAN

Persamaan gerak pesawat dapat dibagi menjadi dua matra gerak yaitu gerak longitudinal dan gerak lateral-direksional. Gerak longitudinal merupakan gerak pesawat pada bidang x dan z sumbu angin. Terdapat dua gaya dan satu momen pada gerak ini yaitu gaya angkat dan gaya hambat serta momen *pitch*. Variabel-variabel yang bekerja pada gerak longitudinal adalah sudut serang, kecepatan yang diuraikan pada sumbu x dan z angin menjadi u dan w, kecepatan angular, defleksi elevator, dan gaya dorong. Respon utama dari perubahan defleksi elevator adalah suatu rotasi *pitch* yang berakibat pada perubahan sudut serang dan gaya angkat, serta perubahan arah jalur terbang [1][2][3].

Beberapa referensi melakukan linierisasi pada persamaan gerak pesawat [4][5][6]. Dalam makalah ini, dipaparkan simulasi nonlinier untuk gerak longitudinal seperti dipaparkan pada referensi [7]. Simulasi nonlinier sangat berguna untuk analisis dinamika, desain kendali dan validasi, pemanduan dan trayektori, investigasi pertempuran di udara, pelatihan pilot, dan lainnya [8]. Untuk melakukan simulasi ini, diperlukan kondisi awal pesawat yang akan disimulasikan. Kondisi awal ini terdiri dari ketinggian pesawat, kerapatan udara pada ketinggian tersebut, kecepatan awal pesawat, sikap pesawat, dan defleksi elevator. Dalam simulasi ada beberapa asumsi yang dilakukan yaitu kerapatan udara dianggap konstan (kerapatan pada ketinggian terbang awal), massa tidak berubah terhadap perubahan waktu, gaya dorong yang dihasilkan oleh sistem propulsi dianggap konstan terhadap perubahan ketinggian, dan percepatan gravitasi dianggap konstan.

Pesawat yang digunakan pada simulasi ini adalah salah satu pesawat tanpa awak yang sedang dikembangkan oleh LAPAN yaitu LAPAN *Surveillance* UAV 05(LSU-05). Simulasi dilakukan pada saat pesawat sudah dalam posisi di udara, dimana kondisi terbang pesawat ditentukan pada kecepatan dan ketinggian tertentu. Simulasi akan melihat karakteristik pesawat pada saat terbang sebagai respon dari defleksi bidang kendali elevator. Fase *take-off* dan *landing* tidak disimulasikan karena menggunakan model matematika yang berbeda, yaitu pemodelan *landing gear* dan interaksi dengan landasan.

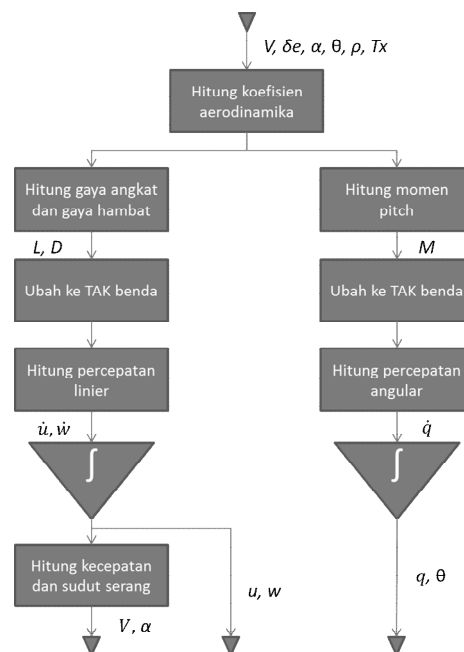
LSU-05 didesain dengan berat total maksimal pada saat *take-off* adalah sebesar 75 kg. Pesawat ini memiliki bentang sayap sepanjang 5,5 meter dan luas sayap 3,22 meter persegi serta memiliki panjang 4,1 meter. Konfigurasi ekor yang digunakan adalah *twin vertical tail*. Airfoil yang digunakan pada sayap adalah NACA 4415, sedangkan untuk ekor horizontal maupun vertikal menggunakan NACA 0012. Gaya dorong pesawat menggunakan sistem *pusher* dengan gaya dorong yang dihasilkan sebesar 20 kgf[9].

2. METODOLOGI

Simulasi gerak longitudinal pesawat memerlukan karakteristik aerodinamika dan kestabilan pesawat. Perhitungan karakteristik aerodinamika dan kestabilan pesawat menggunakan Digital Datcom. Digital Datcom dapat menghitung secara cepat karakteristik kestabilan dan keterkendalian aerodinamika suatu pesawat[10]. Perangkat ini melakukan perhitungan menggunakan konfigurasi dan kondisi terbang pesawat sebagai masukan dan menghasilkan keluaran berupa karakteristik statik aerodinamika dan kestabilan dinamik pesawat atau konfigurasi sebagian pesawat.

Setelah karakteristik aerodinamika dan kestabilan pesawat diperoleh, selanjutnya dilakukan perhitungan terhadap gaya dan momen aerodinamika (L , D , dan M). Gaya dan momen aerodinamika ini bekerja pada tata acuan koordinat angin, sehingga perlu diubah ke tata acuan koordinat benda agar dapat dilakukan perhitungan selanjutnya.

Langkah berikutnya adalah melakukan perhitungan percepatan pada tata acuan benda. Dari percepatan yang diperoleh kemudian diintegrasikan terhadap waktu untuk memperoleh kecepatan baik linier (u dan w) maupun angular (q) yang baru. Sudut serang yang baru dapat diperoleh dari vector kecepatan pada sumbu x dan sumbu z . Proses simulasi dapat dilihat pada Gambar 2-1 berikut ini.



Gambar 2-1. Diagram alir simulasi longitudinal LSU-05.

Pada kondisi awal, ditentukan kecepatan awal V , sudut serang awal, *pitch rate* awal, dan sudut *pitch* awal. Kecepatan awal diproyeksikan terhadap sumbu x dan sumbu z sebagai u dan w , sehingga diperoleh:

$$u = V \cos \alpha \quad (1)$$

$$w = V \sin \alpha \quad (2)$$

Karakteristik aerodinamika dipengaruhi oleh defleksi elevator sehingga koefisien aerodinamika dapat diperoleh dengan menjumlahkan koefisien-koefisien aerodinamika pada kondisi clean dengan koefisien-koefisien aerodinamika akibat pengaruh defleksi elevator, sehingga diperoleh persamaan berikut:

$$C_L = C_{L(clean)} + C_{L(\delta e)} + C_{Lq} \frac{qC}{2V} \quad (3)$$

$$C_D = C_{D(clean)} + C_{D(\delta e)} \quad (4)$$

$$C_M = C_{M(clean)} + C_{M(\delta e)} + C_{Mq} \frac{qC}{2V} \quad (5)$$

Koefisien-koefisien aerodinamika tersebut digunakan untuk menghitung gaya angkat, gaya hambat, dan momen *pitch* diperoleh melalui persamaan:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (6)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (7)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_M \quad (8)$$

Gaya angkat dan gaya hambat diubah ke tata acuan koordinat benda, dengan memasukan komponen berat dan gaya dorong sehingga diperoleh:

$$F_x = L \sin \alpha - D \cos \alpha - m g \sin \theta + T_x \quad (9)$$

$$F_z = -L \cos \alpha - D \sin \alpha + m g \cos \theta \quad (10)$$

Gaya pada tata acuan koordinat benda seperti pada persamaan (9) dan persamaan (10) digunakan untuk menghitung percepatan linier pada sumbu x dan sumbu z serta percepatan angular. Percepatan linier dan percepatan angular dapat diketahui dengan persamaan berikut:

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m} - q w \quad (11)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} + q u \quad (12)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}} \quad (13)$$

Percepatan pada setiap sumbu diintegrasikan untuk memperoleh kecepatan linier pada setiap sumbu dan kecepatan pesawat sebagai berikut:

$$u_t = u + \dot{u} \Delta t \quad (14)$$

$$w_t = w + \dot{w} \Delta t \quad (15)$$

$$q_t = q + \dot{q} \Delta t \quad (16)$$

$$V_t = \sqrt{u_t^2 + w_t^2} \quad (17)$$

Sudut serang pesawat merupakan atan dari kecepatan arah sumbu z dibagi kecepatan arah sumbu x sehingga diperoleh persamaan:

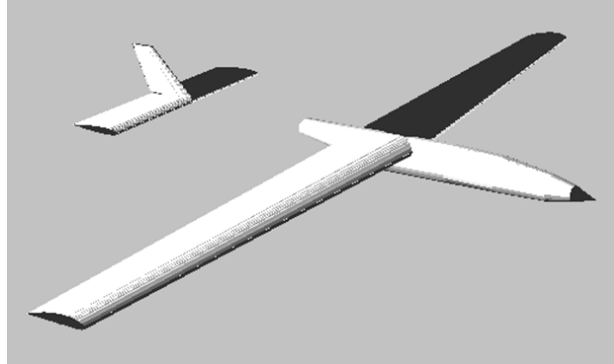
$$\alpha_t = \text{atan} \frac{w_t}{u_t} \quad (18)$$

Hasil tersebut digunakan kembali untuk menghitung simulasi pada perubahan waktu selanjutnya.

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Dalam perhitungan menggunakan Digital Datcom, ada beberapa pendekatan yang dilakukan yaitu, konfigurasi tidak menggunakan *landing gear* dan *tail boom*, tidak ada sistem propulsi, dan penggunaan *fuselage* yang menggunakan penampang lingkaran. Dengan konfigurasi yang berbeda tersebut dapat mengakibatkan sedikit perbedaan pada karakteristik aerodinamika terutama pada koefisien gaya hambat. Pusat massa yang digunakan pada perhitungan adalah pusat massa MTOW pesawat dengan tambahan

balast yaitu di posisi 1,540 meter dari nose pesawat. Konfigurasi pada Digital Datcom dapat dilihat pada gambar di bawah ini.



Gambar 3-1. Model LSU-05 pada Digital Datcom.

Dari perhitungan menggunakan Digital Datcom, diperoleh koefisien-koefisien aerodinamika yang diperlukan dalam melakukan simulasi longitudinal yaitu koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, dan koefisien momen *pitch*.

Koefisien gaya angkat maksimum pada kondisi *clean* adalah sebesar 1,639 pada sudut serang 14 derajat. Pada saat sudut serang 0 derajat, nilai koefisien gaya angkat adalah 0,533. Pada daerah linier, diperoleh hubungan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang sebagai berikut:

$$C_L = 0,0964 \alpha + 0,533 \quad (19)$$

Koefisien gaya hambat minimum pada sudut serang 0 derajat dengan konfigurasi *clean* adalah 0,0205. Diperoleh hubungan antara koefisien gaya hambat dengan koefisien gaya angkat sebagai berikut:

$$C_D = 0,0407 C_L^2 - 0,0059 C_L + 0,0205 \quad (20)$$

Hubungan antara sudut serang dengan koefisien momen *pitch* sebagai berikut:

$$C_M = -0,0254 \alpha + 0,0453 \quad (21)$$

Dari hubungan tersebut dapat diketahui bahwa pada konfigurasi *clean* diperoleh koefisien momen *pitch* bernilai 0 pada saat alpha 1,7835 derajat.

Koefisien aerodinamika dipengaruhi perubahan defleksi elevator. Pengaruh perubahan defleksi elevator terhadap perubahan koefisien gaya angkat, koefisien momen *pitch*, dan koefisien gaya hambat berdasarkan hasil perhitungan Digital Datcom dapat dilihat pada Tabel berikut:

Tabel 3-1. Pengaruh defleksi elevator terhadap perubahan koefisien aerodinamika

δe	d_{C_L}	d_{C_M}	$d_{C_{D_MIN}}$
-30	-0.112	0.525	0.01566
-20	-0.098	0.4553	0.00712
-10	-0.061	0.2811	0.00196
0	0	-0.0003	0
10	0.061	-0.2811	0.00196
20	0.098	-0.4553	0.00712
30	0.112	-0.525	0.01566

Berdasarkan Tabel 3-1, dapat diperoleh hubungan polinomial perubahan defleksi elevator terhadap perubahan koefisien gaya angkat, koefisien momen *pitch*, dan koefisien gaya hambat sebagai berikut:

$$C_L = 2E-09 \delta e^5 + 1E-18 \delta e^4 - 5E-06 \delta e^3 + 2E-14 \delta e^2 + 0.0066 \delta e - 4E-12 \quad (22)$$

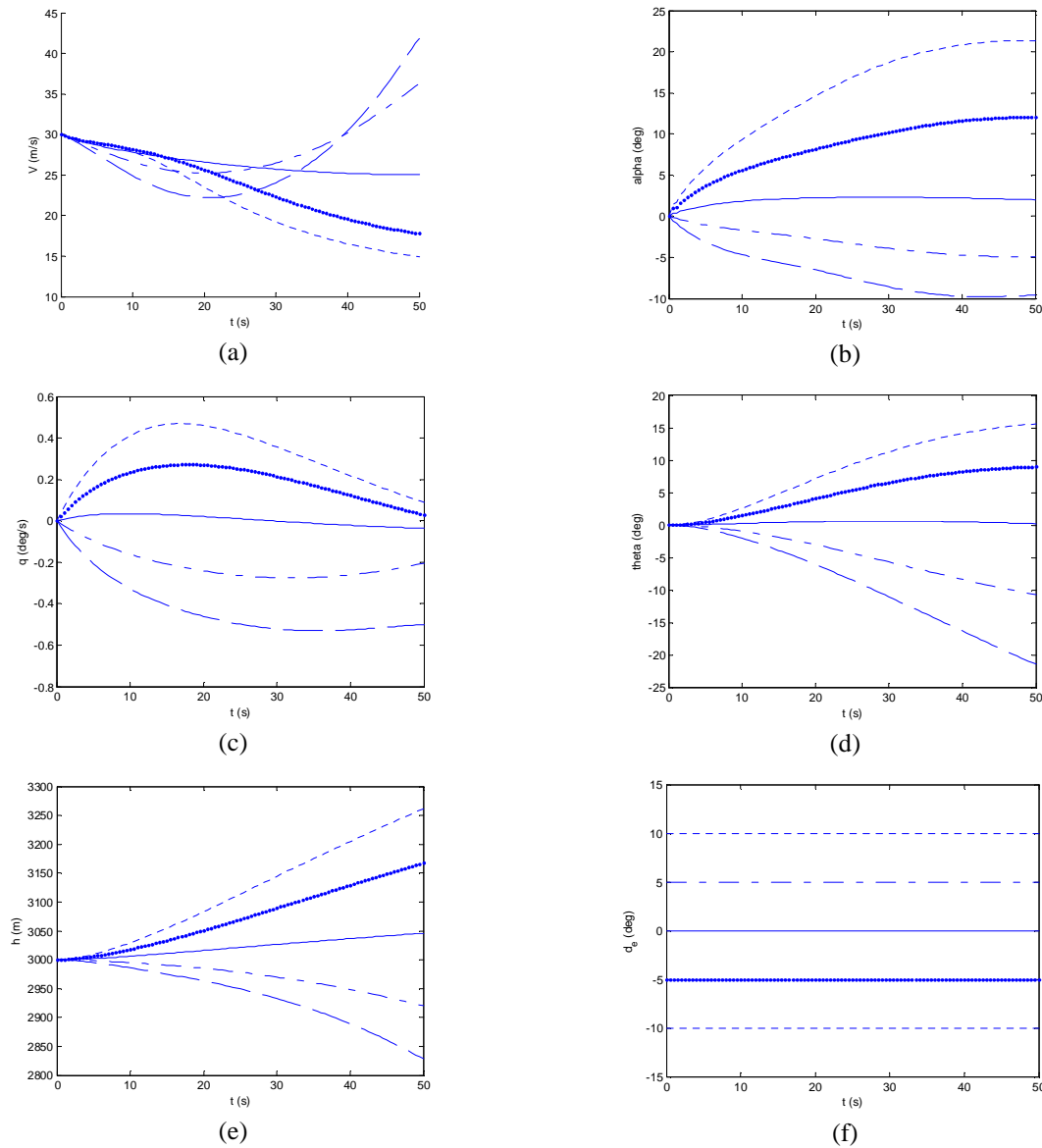
$$C_M = -9E-09 \delta e^5 - 7E-10 \delta e^4 + 2E-05 \delta e^3 + 8E-07 \delta e^2 - 0.0303 \delta e - 0.0002 \quad (23)$$

$$C_D = 2E-05 \delta e^2 + 9E-19 \delta e + 0.0002 \quad (24)$$

Dari hubungan tersebut dapat diketahui koefisien gaya angkat, koefisien gaya hambat, dan koefisien momen *pitch* pada setiap sudut serang akibat perubahan defleksi elevator.

Simulasi gerak longitudinal pesawat tanpa awak LSU-05 diimplementasikan menggunakan MATLAB. Simulasi dilakukan pada ketinggian operasional pesawat ini yaitu 3000 meter. Nilai kerapatan udara yang digunakan pada ketinggian tersebut adalah 0.90926 kg/m^3 . Dalam simulasi ini diasumsikan nilai kerapatan udara tidak berubah terhadap ketinggian. Untuk sudut serang awal, pitch rate awal, dan sudut pitch awal diberikan nilai awal 0. Kecepatan awal pesawat adalah sebesar 30 m/s. Massa pesawat yang digunakan adalah MTOW sebesar 75 kg massa pesawat diasumsikan tidak berubah terhadap waktu, dengan inersia I_{yy} sebesar 201381 kgm^2 .

Variabel kendali yang berpengaruh pada gerak longitudinal adalah defleksi elevator dan perubahan *thrust*. Dalam simulasi ini elevator didefleksi sebesar -10, -5, 0, +5, dan +10 derajat dengan variabel kendali propulsi konstan sebesar 20 kgf. Simulasi dilakukan selama 50 detik untuk masing-masing defleksi elevator. Simulasi dilakukan tanpa memperhitungkan kondisi *stall* pesawat. Hasil simulasi dapat dilihat pada Gambar 3-2 berikut ini.



Gambar 3-2. Hasil simulasi perubahan defleksi elevator terhadap respon pesawat: (a) perubahan kecepatan terhadap waktu, (b) perubahan sudut serang terhadap waktu, (c) perubahan *pitch rate* terhadap waktu, (d) perubahan sudut *pitch*, (e) perubahan ketinggian terhadap waktu, dan (f) *input* defleksi elevator terhadap waktu.

Gambar 3-2 (a) memperlihatkan perubahan kecepatan terhadap waktu. Pada defleksi elevator 0 derajat terjadi penurunan kecepatan tetapi tidak terlalu signifikan. Terjadi penurunan kecepatan menjadi sekitar 25 m/s. Pada defleksi elevator positif terjadi penurunan kecepatan hingga sekitar detik 20 kemudian terjadi penambahan kecepatan hingga detik 50. Pada defleksi elevator negatif terjadi penurunan kecepatan yang cukup signifikan menjadi sekitar 15 m/s.

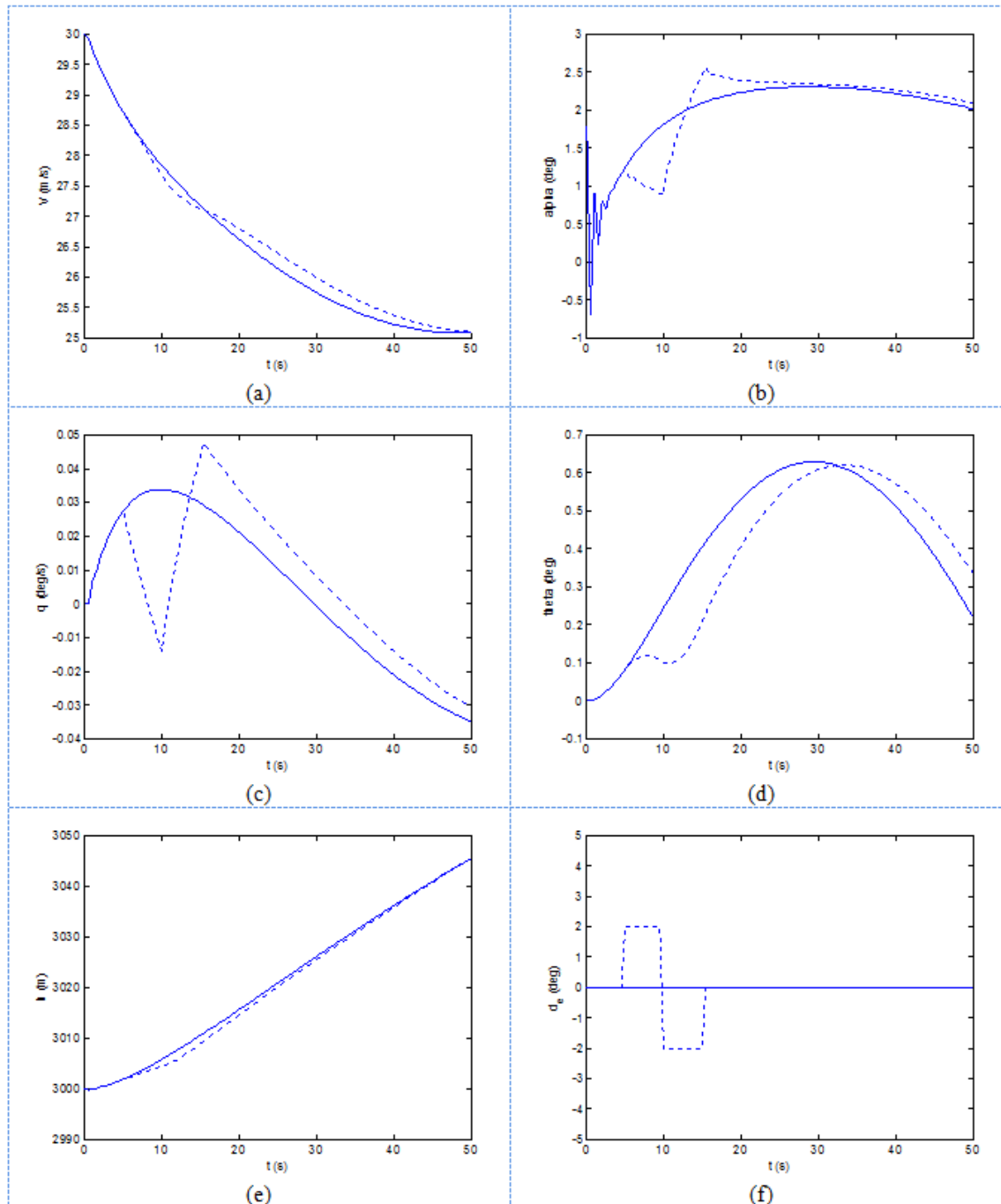
Perubahan sudut serang terhadap waktu dapat dilihat pada Gambar 3-2 (b). Terlihat bahwa pada defleksi elevator 0 derajat terjadi perubahan menjadi 2 derajat pada detik 20 dan kemudian relatif konstan pada sudut serang tersebut hingga detik 50. Perubahan defleksi elevator semakin positif mengakibatkan perubahan sudut serang semakin negatif. Begitu juga sebaliknya, semakin negatif defleksi elevator mengakibatkan sudut serang semakin positif.

Perubahan *pitch rate* terhadap waktu dapat dilihat pada Gambar 3-2 (c). Pada defleksi elevator 0 derajat relatif tidak terjadi perubahan. Pada defleksi elevator positif terjadi perubahan *pitch rate* menjadi negatif kemudian pada sekitar detik 20 nilai *pitch rate* bertambah dan mendekati 0. Sedangkan pada defleksi elevator negatif terjadi sebaliknya. Terjadi perubahan semakin positif kemudian pada sekitar detik 20 nilai *pitch rate* berkurang dan mendekati 0.

Perubahan sudut *pitch* terhadap waktu dapat dilihat pada Gambar 3-2 (d). Pada defleksi elevator 0 derajat relatif tidak terjadi perubahan, sudut *pitch* berada pada nilai awal 0 derajat. Pada defleksi elevator positif terjadi perubahan sudut *pitch* semakin negatif. Sebaliknya pada defleksi elevator negatif terjadi perubahan sudut *pitch* yang semakin positif.

Perubahan ketinggian terhadap waktu dapat dilihat Gambar 3-2 (e). Pada defleksi elevator 0 derajat terjadi penambahan ketinggian sebesar hampir 50 meter. Pada defleksi elevator positif terjadi perubahan ketinggian semakin rendah. Sedangkan defleksi elevator negatif mengakibatkan ketinggian bertambah tinggi.

Untuk melihat kestabilan dinamik pesawat, disimulasikan juga bagaimana respon pesawat terhadap defleksi elevator berbentuk doublet sebesar ± 2 derajat pada detik ke-5 hingga detik ke-15. Defleksi elevator yang digunakan pada simulasi ini adalah 0 derajat. Dengan *thrust* yang sama pada simulasi sebelumnya sebesar 20 kgf. Simulasi dilakukan selama 50 detik. Hasil simulasi ini dibandingkan dengan hasil simulasi sebelumnya untuk defleksi elevator 0 derajat. Gambar 3-3 berikut ini merupakan hasil perbandingan kedua simulasi tersebut.



Gambar 3-3. Hasil simulasi *input doublet* pada bidang kendali elevator : (a) perubahan kecepatan terhadap waktu, (b) perubahan sudut serang terhadap waktu, (c) perubahan *pitch rate* terhadap waktu, (d) perubahan sudut *pitch*, (e) perubahan ketinggian terhadap waktu, dan (f) *input* defleksi elevator terhadap waktu.

Berdasarkan Gambar 3-3 di atas, *input doublet* pada elevator sebesar ± 2 derajat mengakibatkan respon yang berbeda dengan defleksi elevator yang konstan. Terjadi perubahan pada kecepatan, sudut serang, *pitch rate*, sudut *pitch*, dan ketinggian pada saat diberikan *input doublet* pada elevator. Pada simulasi tersebut terlihat bahwa setelah detik 15 pesawat memberikan respon relatif sama dengan defleksi elevator konstan. Hal ini menunjukkan bahwa pesawat ini stabil dinamik.

4. KESIMPULAN

Perubahan defleksi elevator sangat berpengaruh pada gerak longitudinal pesawat. Terjadi perbedaan kecenderungan perubahan kecepatan jika elevator didefleksikan positif. Kecepatan menurun hingga detik 20 kemudian meningkat secara signifikan hingga detik 50. Sudut serang akibat defleksi elevator negatif lebih besar dibandingkan defleksi elevator positif. *Pitch rate* dan sudut *pitch* akibat defleksi elevator negatif juga menunjukkan hasil yang lebih besar dibandingkan dengan defleksi elevator positif.

Dengan *input doublet* sebesar ± 2 derajat pada bidang kendali elevator, respon pesawat menunjukkan bahwa pesawat ini stabil dinamik.

UCAPAN TERIMA KASIH

Makalah ini merupakan bagian dari Program LAPAN *Surveillance UAV* Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN dengan data pesawat tanpa awak LSU-05.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggung jawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Etkin, B. and Reid, L. D, 1996, *Dynamics of Flight: Stability and Control*, John Wiley & Sons, New York.
- 2) Hull, D. G., 2007, *Fundamentals of Airplane Flight Mechanics*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, New York.
- 3) Roskam, J., 1999, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*, Darcorporation, Kansas.
- 4) Cook, M.V., 2007, *Flight Dynamics Principles*, Second edition, Elsevier, Oxford.
- 5) Fossen, T. I., 2011, *Mathematical Model for Control of Aircraft and Satellites*, Second edition, Department of Engineering Cybernetics, NTNU.
- 6) Nelson, R. C., 1998, *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, New York.
- 7) Allerton, D., 2009, *Principles of Flight Simulation*, John Wiley & Sons Ltd, West Sussex.
- 8) Garza, F. R. and Morelli E. A., 2003, *A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in MATLAB*, NASA Langley Research Center, Virginia.
- 9) Tim LSU 05, 2014, *Progress Report LAPAN Surveillance UAV (LSU) 05*, Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, Bogor.
- 10) ____, 1999, *The USAF Stability and Control DATCOM*, Volume I, Users Manual, Public Domain Aeronautical Software, Santa Cruz.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS



DATA UMUM

Nama Lengkap : Muhammad Fajar
Tempat &Tgl. Lahir : Bandung, 13 Maret 1985
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN
NIP. / NIM. : 19850313 200801 1 001
Pangkat / Gol.Ruang : Penata / IIIc
Jabatan Dalam Pekerjaan : Perekayasa
Agama : Islam
Status Perkawinan : Kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMUN 24 Bandung Tahun: 1999 - 2002
STRATA 1 (S.1) : T. Informatika - STT Telkom Tahun: 2002 - 2007
STRATA 2 (S.2) : Aeronotik &Astronotik - ITB Tahun: 2015 - sekarang
STRATA 3 (S.3) : - Tahun: -

ALAMAT

Alamat Rumah : Griya Serpong Asri, Anggrek L/1, Suradita, Cisauk, Tangerang.
Alamat Kantor / Instansi : Jl. Raya LAPAN, Sukamulya, Rumpin, Bogor
HP. : +6281320394167
Telp. : -
Email : muhammad.fajar@lapan.go.id

RIWAYAT PEKERJAAN

- 2007 : *System Analyst* di Optima Infocitra Universal
- 2008-2011 : Perekayasa di Pusat Teknologi Dirgantara Terapan – LAPAN
- 2011-sekarang : Perekayasa di Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN