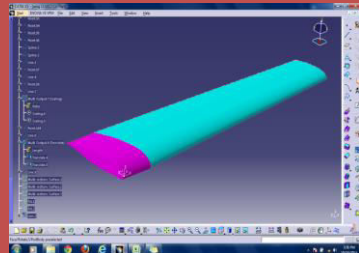
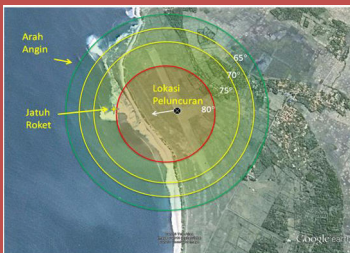


Penelitian dan Kajian Teknologi

PESAWAT TERBANG



Editor : - Atik Bintoro
- Gunawan S Prabowo

Katalog Dalam Terbitan

Penelitian dan kajian teknologi pesawat terbang
Jakarta : Semata kata, 2013
133 hlm ; 20 cm
ISBN 978-602-19463-7-4

1. Teknologi, Teori

I. Judul

Judul : Penelitian dan kajian teknologi pesawat terbang

Buku ini diterbitkan oleh : Penerbit Indonesia Book Project - Jakarta

Editor : Ir. Atik Bintoro, MT.
Peneliti Madya – LAPAN
Drs. Gunawan S Prabowo, MT.
Peneliti Madya – LAPAN

Keterangan gambar sampul :

Foto Pesawat Nir awak LSU03, Zona lintasan terbang, dan analisa software

Pengantar Editor

Telah disampaikan pada kalayak pembaca karya tulis ilmiah hasil penelitian dan pengembangan iptek dirgantara yang berjudul “ Penelitian dan Kajian Teknologi Pesawat Terbang“. Buku ini bersifat bunga rampai yang ditulis oleh beberapa peneliti dan perekayasa yang berkompeten di bidangnya, yang berasal dari Pusat Teknologi Penerbangan, Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional – LAPAN. Pembahasan buku ini berkisar tentang penelitian dan kajian teknologi pesawat terbang nir awak (Unmanned Aerial Vehicle / UAV), meliputi topik aerodinamika, struktur, propulsi, simulasi autopilot, lintasan terbang roket, perancangan parasut, dan material kedirgantaraan.

Buku bunga rampai ini serupa ruang publikasi yang menampilkan hasil litbang bagi masing-masing individu, baik mulai dari teori, metode, pemodelan sampai dengan analisis atas obyek penelitiannya. Buku ini mampu memberikan gambaran apa saja yang dilakukan oleh penulis kontributor bunga rampai ini, khususnya di bidang yang berkaitan dengan litbang teknologi penerbangan. Oleh karena itu, dapat diharapkan bahwa buku ini bisa dijadikan sebagai salah satu bahan acuan penelitian di bidang teknologi kedirgantaraan bagi yang memerlukan, terutama peneliti, perekayasa atau siapapun yang berminat di litbang teknologi penerbangan, sehingga dapat menambah informasi maupun wawasan di bidang litbang penerbangan.

Semoga buku ini bermanfaat bagi kita semua. Terimakasih.

Jakarta, Desember 2013

Editor

Daftar Isi

Katalog Dalam Terbitan	ii
Kata Pengantar Editor	iii
Sambutan Penerbit	iv
Daftar isi	vi
1. KARAKTERISTIK AERODINAMIKA SAYAP PESAWAT TANPA AWAK LSU 05 DENGAN SIMULASI CFD Sinung Tirtha Pinindriya	1
2. AERODINAMIKA PESAWAT TEMPUR PADA KECEPATAN SUPERSONIK Maludin Sitanggang	13
3. ANALISIS FREKWENSI ALAMI STRUKTUR SAYAP PESAWAT NIR AWAK LSU04 Atik Bintoro	29
4. METODOLOGI PENENTUAN PUSAT GRAVITASI DAN MOMEN INERSIA PESAWAT NIRAWAK SECARA EKSPERIMENTAL Agus Harno Nurdin Syah	46
5. SIMULASI DAN ANALISA AUTOPILOT LONGITUDINAL LSU 01 DENGAN SIMULINK MATLAB	66

Agus hendra wahyudi

6.	PENENTUAN KARAKTERISTIK EFI UNTUK PESAWAT NIR AWAK JENIS LSU-05 Atik Bintoro, Dede Rahmat	75
7.	ANALISA LINTASAN TERBANG ROKET KOMURINDO 2013 DENGAN METODE NUMERIK Dana Herdiana, Teuku M. Ichwanul H	93
8.	PERANCANGAN PARASUT UNTUK PAYLOAD PADA ROKET KOMURINDO 3013 Dana Herdiana	100
9.	STUDI MIKROSTRUKTUR MATERIAL MAGNET PERMANEN HIBRIDA SISTEM Sm-Co/Nd-Fe-B Mabe Siahaan	108

KARAKTERISTIK AERODINAMIKA SAYAP PESAWAT TANPA AWAK LSU 05 DENGAN SIMULASI CFD

Sinung Tirtha Pinindriya
Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN
Jl. Raya lapan – rumpin, kec. Rumpin, Bogor, 16350
sinung_lapan@lapan.go.id, sinung_tirtha@yahoo.com

Abstrak

Pesawat LSU 05 merupakan salah satu pesawat tanpa awak (UAV – *unmanned aerial vehicle*) yang sedang dikembangkan oleh Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN, yang mempunyai misi untuk kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan wilayah, dan investigasi bencana alam. Dalam penelitian ini sayap pesawat saja yang menjadi objeknya sehingga dapat diketahui bagaimana karakteristik aerodinamikanya, dimana sayap pesawat merupakan salah satu bagian yang paling penting dari pesawat, yang menghasilkan *lift* (gaya angkat) yang paling besar. Untuk menentukan karakteristik aerodinamikanya perlu dilakukan simulasi atau analisis numerik, yakni dengan simulasi *Computational Fluid Dynamics (CFD)*, karena mampu untuk menganalisis atau memprediksi fenomena aliran yang terjadi pada sayap pesawat dengan cepat, akurat dan murah. Metode yang dilakukan yaitu yang pertama dengan melakukan pemodelan sayap, kemudian pembuatan grid (*meshing*), selanjutnya simulasi dengan memasukkan beberapa parameter dan didapatkan hasilnya berupa gaya dan momen yang terjadi pada sayap pesawat LSU 05. Sedangkan tujuan dalam penelitian ini adalah untuk mengetahui karakteristik aerodinamika sayap yaitu gaya dan momen yang terjadi seperti koefisien *lift* (*CL*), koefisien *drag* (*CD*) dan koefisien momen (*CM*), dan juga distribusi tekanan pada sayap dalam bentuk visualisasi yang terjadi pada permukaan sayap.

Kata kunci : *LSU 05, Karakteristik Aerodinamika, CFD, visualisasi*

Abstract

LSU 05 aircraft is one of the unmanned aircraft vehicle (UAV) which is being developed by the Aerospace Technology Center LAPAN, whose mission is to research, observation, patrol, border surveillance, and investigation of natural disasters. In this study aircraft wings as object so that it can be seen how the characteristics of aerodynamics, aircraft wing which is one of the most important parts of the aircraft, because make a result lift the greatest. To determine the aerodynamic characteristics necessary simulation or numerical analysis, namely the simulation computational fluid dynamics (CFD), being able to analyze or predict the flow phenomena that occur on aircraft wings quickly, accurately and inexpensively. The methods is first performed by modeling the wing, then make a grid (meshing), and for next as simulation by entering a few parameters and the results obtained in the form of forces and moments that occur on aircraft wings LSU 05. While the purpose of this research was to determine the aerodynamic characteristics of the wing that forces and moments that occur as the lift coefficient (CL), drag coefficient (CD) and the moment coefficient (CM), and also the pressure distribution on the wing in the form of visualization that occurs on the surface of the wing.

Keyword: aerodynamic characteristics, CFD, visualization

1. PENDAHULUAN

Kebutuhan terhadap pesawat ringan tanpa awak meningkatkan minat berbagai pihak untuk mengembangkan pesawat tanpa awak. Di Indonesia pengembangan pesawat tanpa awak masih dalam tahap awal kematangannya, sehingga masih terdapat banyak ruang untuk berkembang. Beberapa pesawat tanpa awak yang telah ada masih memiliki batasan yang cukup signifikan dalam jangkauan terbang, *endurance* serta berat *payload* yang mampu dibawanya.

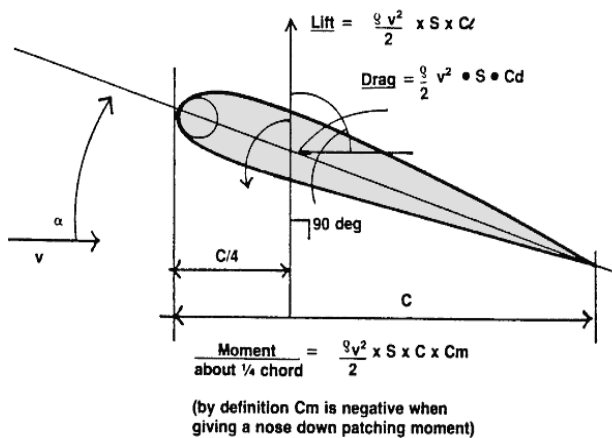
Dengan adanya perkembangan teknologi terutama di bidang kedirgantaraan atau penerbangan, Lembaga Antariksa dan Penerbangan Nasional (LAPAN) sebagai lembaga yang mempunyai tugas untuk melakukan penelitian dan pengembangan dalam bidang teknologi kedirgantaraan saat ini juga melakukan pengembangan pesawat tanpa awak (UAV) dengan konfigurasi yang sederhana. Pesawat tanpa awak (UAV) adalah sebuah pesawat ringan tanpa awak yang dikendalikan dari darat dengan menggunakan *remote control* dan dapat terbang secara autonomus sesuai dengan *way point* yang diinginkan. Pada penelitian ini pesawat tanpa awak dinamakan dengan LSU 05 yaitu LAPAN *Surveillance UAV* generasi kelima. Dalam hal ini perancangan pesawat yang akan dikembangkan disesuaikan dengan kebutuhan dari beberapa misi yang sering digunakan oleh pesawat. Sebuah *platform* ringan tanpa awak yang mempunyai misi untuk melakukan kegiatan penelitian, observasi, patroli, pengawasan perbatasan wilayah dan juga investigasi bencana alam (banjir, gunung meletus, kebakaran). Pesawat LSU 05 ini sendiri dirancang untuk dapat menempuh jarak terbang dengan maksimal *payload* yaitu 30 kg untuk terbang nonstop 200 km dengan *endurance* minimal 5 jam, dengan kecepatan kondisi jelajah 30 m/s pada ketinggian terbang operational 3000-9000 feet².

Proses perancangan LSU-05 diawali dengan melakukan pembahasan mengenai *design requirement and development* (DR&O) yang menjadi titik tolak dari proses perancangan pesawat ini. DR&O memberikan parameter-parameter yang harus dicapai dalam proses perancangan pesawat. Dalam hal ini, pesawat disyaratkan untuk beroperasi sebagai *platform utility* ringan yang dapat beroperasi dilingkungan laut dan dekat laut.

Dalam perancangan pesawat pada tahap desain awal telah dilakukan perhitungan-perhitungan yang diantaranya adalah penentuan koefisien aerodinamika dari pesawat. Dimana hal tersebut merupakan parameter yang dapat mempengaruhi performa pesawat pada saat beroperasi (terbang). Nilai koefisien aerodinamika tersebut akan diverifikasi dengan dilakukannya simulasi tersebut.

Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui performa sayap pesawat pada kondisi terbang, karena sayap merupakan salah satu bagian dari pesawat yang mempunyai peranan penting dan yang menghasilkan gaya angkat (*lift*) yang paling besar dibandingkan dengan bagian lain dari pesawat.

Dalam penelitian ini tujuan yang ingin dicapai adalah untuk mendapatkan nilai koefisien aerodinamika yaitu nilai CL , CD dan CM dari sayap pesawat LSU 05 yang hasilnya apakah sudah memenuhi syarat yang telah ditentukan dalam perhitungan awal perancangan atau desain pesawat. Gaya dan momen yang bekerja pada pesawat terutama pada sayap dapat dilihat pada Gambar 1.



Gambar 1-1 : Gaya dan momen pada penampang sayap¹

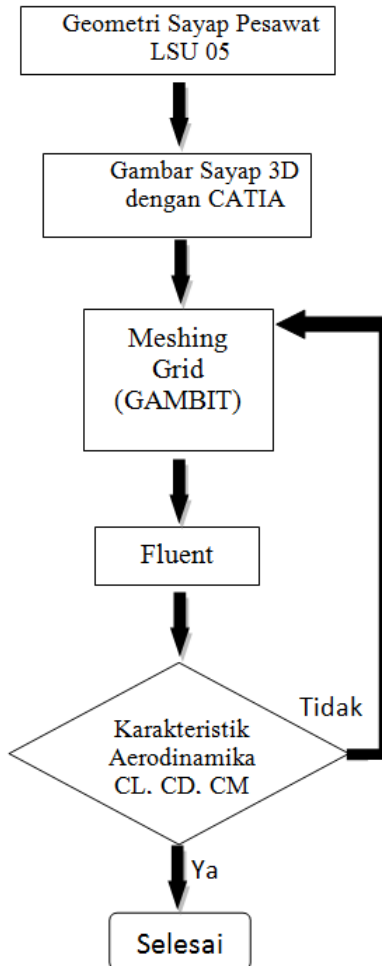
2. METODE PENELITIAN

2.1. Tinjauan Pustaka

Computational Fluid Dynamics (CFD) sendiri merupakan suatu metode komputasi numerik untuk menyelesaikan persamaan aliran suatu benda dalam aliran fluida dengan berbasis komputer. *CFD* dapat mensimulasikan aliran udara, perpindahan panas, perpindahan massa, benda bergerak, reaksi kimia dengan membuat pemodelan di komputer. Hasil dari *CFD* sering berupa prediksi kualitatif mesti terkadang kuantitatif tergantung dengan persoalan dan data yang di-input⁷.

2.2. Prosedur Analisis CFD

Pada proses perancangan awal pesawat LSU 05 didapatkan beberapa konfigurasi, yaitu penentuan ukuran awal, analisa karakteristik aerodinamika awal dan geometri awal pesawat, seperti pada gambar 2-1.



Gambar 2. Prosedur Simulasi⁵

Untuk melakukan verifikasi atas perancangan atau perhitungan awal tersebut maka dilakukan analisis dengan metode komputasi numerik, karena dibutuhkan prediksi awal yang cepat akurat dan murah maka digunakan simulasi *computational fluid dynamics (CFD)*⁶. Berikut ini di table 2-1 terdapat beberapa parameter yang didapatkan dalam perhitungan awal² yaitu :

Tabel 2-1
Parameter untuk Data Input

No	Parameter	Satuan
1	Berat kosong pesawat	60 kg
2	Muatan (<i>payload</i>)	30 kg
3	Kebutuhan gaya angkat	0, 7
4	Ketersediaan <i>thrust</i>	11, 2 Hp
5	Kecepatan	30 m/s
6	Airfoil	NACA 4415 ¹⁰

3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Simulasi dilakukan untuk mendapatkan prediksi awal yang cepat, akurat dan murah. Dan digunakan untuk memverifikasi hasil perhitungan secara teoritis yang dilakukan pada tahap perancangan pesawat. Dan pada hasil perhitungan telah ditentukan juga harga-harga dari koefisien aerodinamik seperti koefisien *lift (CL)*, koefisien *drag (CD)* dan juga koefisien momen (*CM*) sesuai dengan DR&O (*design requirement and objective*) dengan memvariasikan sudut serang antara -10 sampai dengan 22 derajat. Kemudian dari hasil simulasi *CFD* dilakukan perbandingan dengan hasil perhitungan sebagai verifikasi apakah sesuai tidak dengan hasil perhitungan, selisihnya mendekati apa tidak, apabila selisihnya jauh maka simulasi akan diulang lagi hingga hasilnya mendekati dengan hasil perhitungan. Gaya angkat yang dibutuhkan oleh pesawat adalah dimana nilai dari gaya angkat itu mampu untuk mengangkat berat total dari pesawat tersebut, sehingga pesawat dapat terbang, jadi dapat didifinisikan gaya angkat sama dengan berat pesawat. Begitu juga dengan gaya hambat, yaitu besarnya gaya hambat sama dengan gaya dorong yang dihasilkan dari *engine* pesawat.

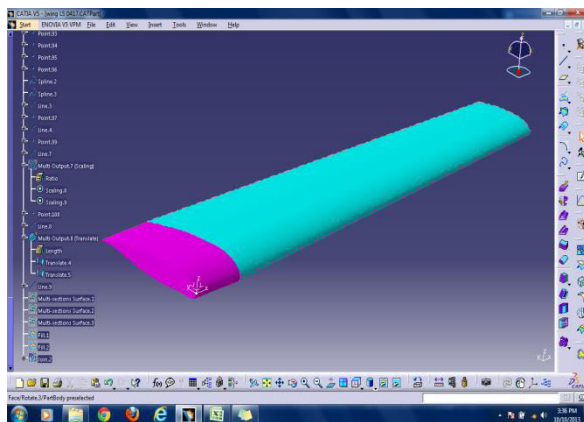
3.1. Geometri Sayap Pesawat LSU 05

Dari data pada proses perancangan, geometri dari sayap pesawat LSU 05² seperti dilihat pada table 3-1 sebagai berikut:

Tabel 3-1
Geometri Sayap Pesawat LSU 05

No	Spesifikasi	Ukuran
1	Panjang Sayap	5500 mm
2	Luas Sayap	322 mm
3	Chord Root	730 mm
4	Chord Tip	440 mm
5	Taper Ratio	0.6
6	Aspek Ratio	9.38

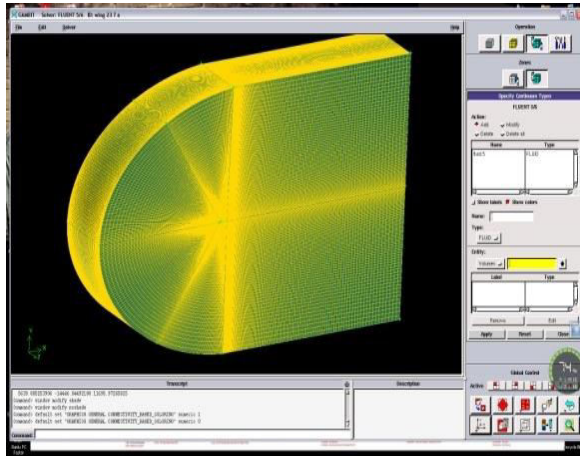
Geometri model sayap pesawat LSU 05 dibuat dengan menggunakan desain *surface* model sayap 3D dengan menggunakan *software* CATIA V5 R20 seperti yang terlihat pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1 : Sayap 3D dengan CATIA

3.2. Pembuatan Meshing Grid dengan GAMBIT

Pada GAMBIT model sayap 3D dilakukan pembuatan grid (*meshing*) dengan tipe struktur. Untuk daerah yang diperkirakan memiliki tekanan/kecepatan yang tinggi yaitu daerah permukaan sayap, *mesh* dibuat rapat sehingga hasil pada saat iterasi semakin akurat, terlihat di gambar 3-2.



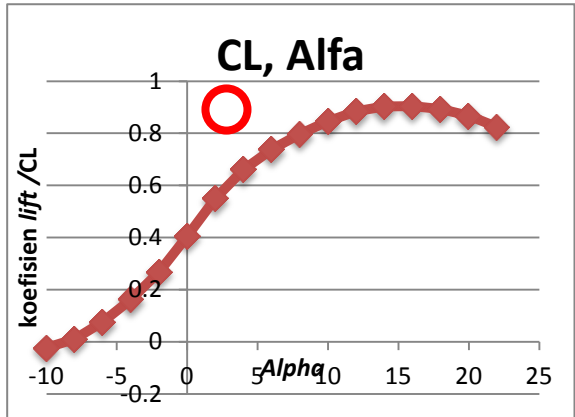
Gambar 3-2 : Pembuatan Grid (*meshing*) pada GAMBIT

3.3. Iterasi dengan FLUENT

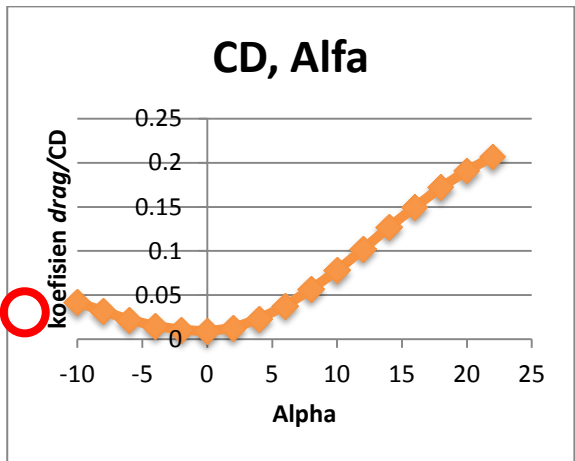
Dalam simulasi *CFD* dengan *FLUENT* 6.3 digunakan kecepatan operasional 30 m/s. kecepatan ini dipilih karena merupakan kecepatan pesawat pada kondisi terbang operasi (*cruise speed*). Kondisi yang lain yang diperlukan adalah kondisi aliran udara pada ketinggian 3000 ft seperti kerapatan udara (ρ) adalah 1.09 kg/m^3 , temperatur (T) adalah 288 K dan viskositas udara (μ) adalah $1,77 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$, sedangkan untuk kebutuhan CL_{α} pada sayap yaitu $> 0,7$.

3.4. Hasil Perhitungan dengan FLUENT

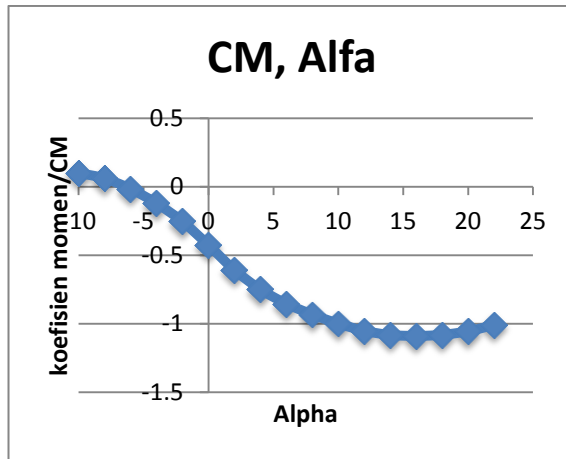
Dari hasil perhitungan dengan simulasi *FLUENT* 6.3 untuk rentang sudut serang -10 derajat hingga 22 derajat kemudian dapat digambarkan dalam bentuk grafik/kurva *CL-alpha*, *CD-alpha* dan *CM-alpha*, terdapat pada gambar 3-3, 3-4 dan 3-5.



Gambar 3-3 : Koefisien *Lift* (*CL*) berkorelasi dengan *Alpha*



Gambar 3-4 : Koefisien *Drag* (*CD*) berkorelasi dengan *Alpha*



Gambar 3-5 : Koefisien Momen (CD) berkorelasi dengan α

3.5. Pembahasan

Pada Gambar 3-3 diatas adalah merupakan gambar grafik yang menjelaskan bahwa dari variasi sudut serang atau α dari -10 sampai dengan 22 derajat yang terjadi pada saat kondisi terbang maka nilai dari CL dapat dilihat tren-nya, yaitu pada saat sudut serang mencapai 18 derajat nilai CL sudah mulai menurun yang mana artinya pada sudut tersebut adalah merupakan kondisi *stall*, kondisi dimana pesawat mulai kehilangan *lift* atau gaya angkat. Untuk harga CL maks adalah pada sudut serang 16 derajat yaitu 0,904 (dapat dilihat pada lingkaran merah yang terdapat pada grafik).

Untuk grafik pada Gambar 3-4, menunjukkan bahwa selain mempunyai *lift* (gaya angkat) maka juga mempunyai nilai *drag* (gaya hambat), itu ditunjukkan dimana tren CD semakin meningkat karena adanya penambahan atau kenaikan sudut serang (α), jadi dengan adanya penambahan sudut serang maka harga dari CD juga semakin meningkat, pada grafik harga dari CD_0 yaitu CD pada α 0 derajat adalah 0,009. (dapat dilihat pada lingkaran merah yang terdapat pada grafik).

Pada Gambar 3-5, dapat dilihat tren dari nilai CM cenderung semakin menurun dalam hal ini negatif (-), yang artinya pesawat memiliki kestabilan dalam kondisi terbang, karena untuk kestabilan pesawat nilai CM merupakan *counter* (kebalikan) dari penambahan α sehingga apabila α bertambah

maka momen yang terjadi adalah kebalikannya jadi pesawat memiliki kestabilan pada waktu terbang^{8,9,10}.

Dalam perhitungan awal pada proses perancangan pesawat² nilai koefisien aerodinamika yang didapat adalah CL sayap = 0,7, CD = 0,03 dan tren CM yang negatif (-). Sehingga dari hasil perhitungan dan hasil simulasi dapat dilakukan perbandingan seperti pada Tabel 3-2.

Table 3-2
Perbandingan sebagai verifikasi hasil perhitungan
dan hasil simulasi

	CL maks	CD_o	CM
Hasil Perhitungan Awal ²	0,743	0,007	-0,262
Hasil Simulasi	0,904	0,009	-0,426

Dari tabel di atas maka dapat dilihat bahwa nilai CL pada hasil simulasi yaitu 0,904 masih memenuhi dari hasil perhitungan yang besarnya adalah 0,704 sehingga gaya angkat yang dibutuhkan sayap untuk mengangkat beban pesawat atau berat total pesawat pada saat terbang terpenuhi. Untuk nilai CD juga demikian yaitu dari hasil simulasi tidak jauh berbeda dengan hasil perhitungan, sehingga gaya hambat yang diterima oleh pesawat masih dibawah gaya dorong yang dihasilkan oleh *engine* pesawat. Nilai CM yang cenderung memiliki tren negatif (-) dapat diartikan bahwa pesawat pada kondisi terbang masih memiliki kestabilan, dimana nilai CM terhadap kenaikan *alpha counter* atau kebalikan dari besarnya *alpha*, sehingga pesawat bisa dikendalikan dengan baik.

4. KESIMPULAN

Dari hasil simulasi *CFD* ini didapatkan sebuah kesimpulan sebagai berikut :

1. Didapatkan nilai dari koefisien aerodinamika sayap yaitu nilai koefisien *lift* (CL)_{max} = 0,904, koefisien *drag* (CD_o) = 0,009 dan koefisien momen (CM) = -0,426, *Stall* terjadi pada saat sudut serang 18 derajat.

2. Harga CL dan CD sudah memenuhi syarat yang telah ditentukan sebelumnya pada hasil perhitungan awal pada perancangan pesawat yaitu $CL = 0.743$ dan $CD_o = 0.007$
3. Didapatkan juga distribusi tekanan (*pressure distribution*) yang terjadi pada permukaan sayap.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anderson, J.D.Jr. 2010. *Fundamental Aerodynamics*. Fifth Edition. McGraw-Hill. New York
2. Pramutadi, Ardanto M., 2013, *Perancangan Pesawat Tanpa Awak LSU 05*, Laporan kegiatan program kepusatan
3. The Mathwork : CATIA, software package, Versi 5 release 20.
4. The Mathwork : FUEENT, software package, versi 6.3.
5. Azlin, M.A., Mat Taib, C.F., *CFD Analysis of Winglet at Low Subsonic Flow*, Word Congress on Engineering Vol I, London
6. Tuakia, F., 2008, *Dasar-dasar CFD Menggunakan FLUENT 6.3*, Cetakan 1, Bandung
7. Atmadi, Sulisty, *Penelitian karakteristik Aerodinamika Aerofoil Sudu SKEA Nelayan Nila 80*.
8. Abbot, Ira H, Von Doenhoff, Albert E, 1959, *Theory of Wing Section*, Dover Publications, inc. New York.
9. A. Brandt, 1979, *Multi-level Adaptive Computations in Fluid Dynamics*, Technical Report AIAA-79-1455, AIAA, Williamsburg, VA.
10. J. L. Ferziger and M. Peric, 1996, *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer-Verlag, Heidelberg
11. [Http://www.airfoiltools.com](http://www.airfoiltools.com), di-download tanggal 24 juni 2013

AERODINAMIKA PESAWAT TEMPUR PADA KECEPATAN SUPERSONIK

Oleh :

Maludin Sitanggang^{*)}

Abstrak

Disajikan Aerodinamika pesawat tempur pada kecepatan supersonik untuk memperoleh karakteristik aerodinamis pada variasi kecepatan supersonik dari Mach 1,5 sampai dengan Mach 4, dan variasi sudut serang 0^0 - 15^0 . Persamaan yang digunakan turunan aerodinamis pesawat untuk mendapatkan turunan dari koefisien lift terhadap sudut serang (Cl_α), dan turunan dari sudut koefisien momen serangan (Cm_α). Hasil yang diharapkan dari uji ini diperoleh koefisien drag (C_d), koefisien lift (C_l) dan koefisien momen (C_m) digunakan untuk memprediksi turunan stabilitas pesawat tempur. Hasil data disajikan dalam bentuk grafik dan dapat menjadi masukan dalam menentukan stabilitas dinamik pesawat tempur yang telah dikembangkan.

Kata kunci : Pesawat tempur, aerodinamika, supersonik

Abstrack

Present the studies of fighter aerodynamic conducted to obtain the aerodynamic characteristics at supersonic speeds of Mach 1.5 to Mach 4 to with variation 0^0 to 15^0 angle of attack . The equation used to obtain the aerodynamic derivative aircraft specified in the form of a derivative of lift coefficient against angle of attack (Cl_α), and derivative of the angle of attack moment coefficient (Cm_α). The expected result of this test in the form of a drag coefficient (C_d), the coefficient of lift (C_l) and the moment coefficient (C_m) is used to predict the stability deivative fighter. The data results are presented in graphical form and can be input in determining the dynamic stability derivatives fighter that has been developed.

Keywords: Fighter, aerodynamics, supersonic

^{*)} Peneliti Pada Bidang Teknologi Aerodinamika
Pusat Teknologi Penerbangan LAPAN

1. PENDAHULUAN

Pesawat tempur dirancang untuk menyerang pesawat lain di udara untuk target tertentu. Pesawat tempur relatif lebih kecil, cepat, dan lincah. Pesawat tempur awalnya dikembangkan pada Perang Dunia I untuk menghadapi pesawat pengebom dan balon udara yang mulai lazim digunakan untuk melakukan serangan darat dan pengintaian. Pesawat tempur pertama awalnya berupa pesawat sayap ganda kayu yang diberi senapan mesin ringan. Pada Perang Dunia II, pesawat tempur lebih banyak dibuat dari logam, bersayap tunggal, dan menggunakan senapan mesin yang tertanam pada sayap. Setelah Perang Dunia II, mesin turbojet mulai menggantikan mesin piston, dan peluru kendali mulai digunakan untuk menggantikan senapan mesin sebagai senjata utama. Klasifikasi pesawat tempur dibuat berdasarkan generasi. Penggunaan generasi ini awalnya digunakan petinggi pertahanan di Rusia, yang menyebut F-22 Raptor Amerika Serikat sebagai pesawat tempur "generasi kelima". Dalam menunjang program teknologi penerbangan LAPAN, dilakukan penelitian model pesawat tempur.

Pengujian pesawat tempur untuk memperoleh karakteristik aerodinamik pada kecepatan supersonik 1,5 sampai dengan 4 bilangan Mach dan variasi sudut serang 0° s/d 15° . Data masukan dari pengujian ini berupa koefisien gaya hambat (C_d), koefisien gaya angkat (C_l) dan koefisien momen (C_m) digunakan untuk memprediksi derivative stabilitas pesawat tempur. Hasil yang diperoleh disajikan dalam bentuk grafik. Pada penelitian ini dengan tujuan untuk memberikan data dan informasi karakteristik turunan aerodinamik pesawat tempur. Karakteristik turunan aerodinamik pesawat tempur cukup penting untuk menentukan stabilitas dinamik pesawat tempur pada saat melakukan manuver.

2. TEORI DASAR

Umumnya pesawat tempur berbentuk ramping, dapat bergerak lincah, membawa canon (senapan mesin) serta rudal dan bom, berkecepatan tinggi, dilengkapi dengan perlengkapan avionik yang lebih banyak daripada pesawat sipil/penumpang seperti radar yang mampu mendeteksi lawan dalam jarak jauh serta mengunci sasaran lawan. Terlebih lagi dilengkapi dengan peralatan pengecoh dan pengacau radar, sampai berkemampuan "siluman" (*stealth*). Pesawat tempur terdiri :

- *Wing* adalah Permukaan horisontal yang memberikan kekuatan mengangkat.
- Sirip sayap (*Flaps*) adalah permukaan yang berengsel pada tepi belakang sayap. Jika sirip sayap diturunkan, maka kecepatan anjlog (*stall speed*) pesawat terbang akan menurun. Sirip sayap juga dapat ditemukan di tepi depan sayap pada beberapa pesawat terbang terutama pesawat jet berkecepatan tinggi. Sirip sayap ini disebut juga sebagai *slat*.
- Aileron di gunaka nuntuk berbelok kekanan dan kekiri. Sirip sayap (*Flaps*) mengurangi kecepatan anjlok dengan menambahkan camber sayap dan dengan demikian meningkatkan koefisien gaya angkat maksimum. Beberapa sirip sayap (*Flaps*) juga menambah luas permukaan sayap. Sayap pesawat tempur didesain lebih langsing (kelihatan lebih pendek, lebih lebar, lebih terlekuk dengan sudut lekuk yang besar dan kadang posisinya terletak di belakang) dibanding pesawat penumpang biasa.

Persamaan yang digunakan untuk mendapatkan turunan aerodinamik pesawat tempur yang ditentukan berupa :

- Turunan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang (Cl_α),
- Turunan koefisien momen terhadap sudut serang (Cm_α),
- Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang($Cm_{\dot{\alpha}}$)

Cl_α merupakan perubahan rata-rata koefisien gaya angkat terhadap sudut serang atau slope dari kurve gaya angkat pesawat tempur. Harga Cl_α selalu positif untuk sudut serang di bawah stall. Besarnya Cl_α merupakan penjumlahan dari masing-masing komponen sayap, badan dan sirip pesawat tempur. Cl_α secara empirik dirumuskan sebagai berikut:

$$Cl_\alpha = Cl_{\alpha,w} + Cl_{\alpha,badan} + \dots \quad 1$$

$$Cl_{\alpha,t} \left(1 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t$$

Dimana

$$Cl_{\alpha,w} = \frac{Cl_\alpha^\infty}{1 + Cl_\alpha^\infty \frac{57,3}{\pi \cdot AR_w}} \quad \dots\dots\dots 2$$

$$Cl_{\alpha,badan} = \frac{2(k_2 - k_1) \cdot S_0}{W_0^{2/3}} \quad \dots\dots\dots 3$$

$$Cl_{\alpha,t} = \frac{Cl_{\alpha}^{\infty}}{1 + Cl_{\alpha}^{\infty} \frac{57,3}{\pi \cdot AR_t}} \dots\dots\dots 4$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 20 \cdot CL_{\alpha,t} \frac{(1-\lambda)^{0,3}}{AR^{0,725}} \left(\frac{3d}{l_t}\right)^{0,25} \dots\dots 5$$

Cm_{α} merupakan turunan aerodinamik yang paling penting dihubungkan dengan longitudinal stabilitas dan kontrol pesawat. Harga Cm_{α} merupakan factor utama untuk menentukan besarnya frekuensi alami pesawat. Harga Cm_{α} diharapkan berada antara -0,5 s/d - 1,0 untuk pesawat terbang di atmosfer. Harga Cm_{α} total merupakan penjumlahan dari komponen-komponen Cm_{α} sayap, sirip dan badan utama pesawat. Besarnya Cm_{α} dirumuskan sebagai berikut :

$$Cm_{\alpha} = Cm_{\alpha,w} + Cm_{\alpha,t} + Cm_{\alpha,badan} \dots\dots 6$$

Dimana:

$$Cm_{\alpha,w} = \left[1,0 + \frac{2 \cdot CL}{\pi \cdot e \cdot AR} (\alpha_{cr} + i_w) + \frac{Cd}{CL_{\alpha}} \right] \frac{X_a}{c} CL_{\alpha} + \frac{2 \cdot CL}{\pi \cdot e \cdot AR} - (\alpha_{cr} + i_w) - \frac{CL}{CL_{\alpha}} \left] \frac{Z_a}{c} CL_{\alpha} \dots\dots 7 \right.$$

$$Cm_{\alpha,t} = -CL_{\alpha,t} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \frac{S_t \cdot l_t}{S_w \cdot c} \eta_t \dots\dots 8$$

$$Cm_{\alpha,badan} = \frac{k_f \cdot W_f^2 \cdot l_b}{S_w \cdot c} \dots\dots\dots 9$$

Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang ($Cm_{\dot{\alpha}}$) merupakan perubahan rata-rata koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang yang

cukup penting dalam menentukan redaman pesawat tempur, sehingga mempengaruhi stabilitas dinamik pada waktu manuver. Besarnya $Cm_{\dot{\alpha}}$ diharapkan besar negatif agar menyokong stabilitas dinamik pesawat waktu terbang dalam kondisi dinamik. $Cm_{\dot{\alpha}}$ dirumuskan berdasarkan penurunan dari deret Taylor dengan penjabaran sebagai berikut :

Turunan koefisien momen pitch terhadap kecepatan sudut serang pada pesawat tempur dapat ditulis sebagai :

$$Cm_{\dot{\alpha}} = -CL_{\alpha,t} \cdot \eta_t \cdot \frac{l_t}{c} \cdot \frac{S_t}{S_w} \cdot \alpha_t \dots\dots\dots 10$$

Dimana dijabarkan α_t sebagai berikut :

$$\alpha_t = .\alpha_w - i_w + i_t - \varepsilon \dots\dots\dots 11$$

Besarnya ε dituliskan kedalam deret Taylor sebagai:

$$\varepsilon_t = \varepsilon_{\alpha} \{ \alpha_t - \Delta t . \dot{\alpha}_t + \frac{(\Delta t)^2}{2} \ddot{\alpha}_t - \frac{(\Delta t)^3}{6} \dddot{\alpha}_t + \dots\dots\dots 12$$

$$\Delta t = \frac{l_t'}{V} , \dot{\alpha}_t = \frac{2.V}{c} \frac{d\alpha}{ds} \text{ dan } s = \frac{2V_t}{c} .. 13$$

sehingga diperoleh:

$$\dot{\alpha}_t = \frac{2.V}{c} \frac{d\alpha}{d(\frac{2.V_t}{c})} \dots\dots\dots 14$$

$$\varepsilon_t = \varepsilon_{\alpha} \{ \alpha_t - \frac{2.l_t}{c} \frac{d\alpha}{d(\frac{2.V_t}{c})} + \dots\dots\dots 15$$

$$\frac{(2l_t')^2}{2} \frac{d^2\alpha}{d(\frac{2.V_t}{c})^2} + \dots\dots\dots$$

Kemudian substitusikan ke α_t sehingga diperoleh:

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w + i_t - \varepsilon_{\alpha} \left\{ \alpha - \frac{2l_t}{c} \frac{d\alpha}{d\left(\frac{2V_t}{c}\right)} \right\} \dots 16$$

$$\alpha_t = \alpha(1 - \varepsilon_{\alpha}) + i_t - i_w + \varepsilon_{\alpha} \frac{2l_t}{c} \frac{d\alpha}{d\left(\frac{2V_t}{c}\right)} \dots 17$$

$$Cm = -CL_{\alpha,t} \cdot \eta_t \cdot \frac{l_t \cdot S_t}{c \cdot S_w} \left\{ \alpha(1 - \varepsilon_{\alpha}) + \varepsilon_{\alpha} \frac{2l_t}{c} \frac{d\alpha}{d\left(\frac{2V_t}{c}\right)} \right\} \dots \dots \dots 18$$

Turunan dari Cm terhadap $\frac{d\alpha}{ds}$ dapat dituliskan sebagai:

$$\frac{\partial Cm}{\partial\left(\frac{d\alpha}{ds}\right)} = -CL_{\alpha,t} \cdot \eta_t \cdot \varepsilon_{\alpha} \frac{l_t}{c} \frac{S_t}{S_w} \left(\frac{2l_t}{c}\right) \cdot \eta_t \dots 19$$

atau

$$Cm_{\dot{\alpha}} = \frac{\partial Cm}{\partial\left(\frac{2V}{c}\right)\dot{\alpha}} = -2 \cdot CL_{\alpha,t} \cdot \eta_t \cdot \varepsilon_{\alpha} \cdot \frac{S_t}{S_w} \cdot \left(\frac{l_t}{c}\right) \cdot \frac{l_t}{c} \dots \dots 20$$

Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch ditentukan oleh jumlahan dari Cm_q sayap dan Cm_q sirip pesawat. Harga Cm_q diharapkan besar negatif, hal ini untuk menyokong besarnya harga redaman roket pada kondisi terbang dinamik sehingga cukup berpengaruh terhadap stabilitas dinamik pesawat. Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch dapat dituliskan dengan penurunan sebagai berikut:

$$Cm_q = Cm_{q,t} + Cm_{q,w} \dots \dots \dots 21$$

dimana:

$$q = \dot{\Theta} = \frac{2V}{c} \frac{c\dot{\Theta}}{2V} \dots \dots \dots 22$$

sedangkan total koefisien gaya angkat dapat ditulis sebagai :

$$\Delta CL = \frac{l_t \cdot \dot{\Theta}}{V} \cdot CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t \dots\dots\dots 23$$

$$\Delta CL = \frac{l_t}{V} \frac{2V}{c} \frac{c \cdot \dot{\Theta}}{2V} CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t \dots\dots\dots 24$$

$$\frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sirip}} = \frac{2l_t}{c} CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t \dots\dots\dots 25$$

$$\frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sayap}} = \frac{2X'}{c} CL_{\alpha,w} \dots\dots\dots 26$$

$$CL_q = \frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sirip}} + \frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sayap}} \dots\dots\dots 27$$

Atau

$$CL = \frac{2l_t}{c} CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t + \frac{2X'}{c} CL_{\alpha,w} \dots\dots\dots 28$$

Sedangkan Cm_q sirip dan Cm_q sayap dapat dirumuskan sebagai :

$$Cm_{q,t} \frac{\partial Cm}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sirip}} = -\frac{l_t}{2} \frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sirip}} = -\frac{(2l_t)^2}{c} CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t \dots\dots\dots 29$$

$$Cm_{q,w} = \frac{\partial Cm}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sayap}} = -\frac{|X'|}{c} \frac{\partial CL}{\partial (\frac{c \dot{\Theta}}{2V})_{sayap}} = -\frac{|X'|}{c} \frac{2X'}{c} CL_{\alpha,w} \dots\dots\dots 30$$

$$Cm_q = -\frac{(2l_t)^2}{c} CL_{\alpha,t} \frac{S_t}{S_w} \cdot \eta_t - \frac{|X'|}{c} \frac{2X'}{c} CL_{\alpha,w} \dots\dots\dots 31$$

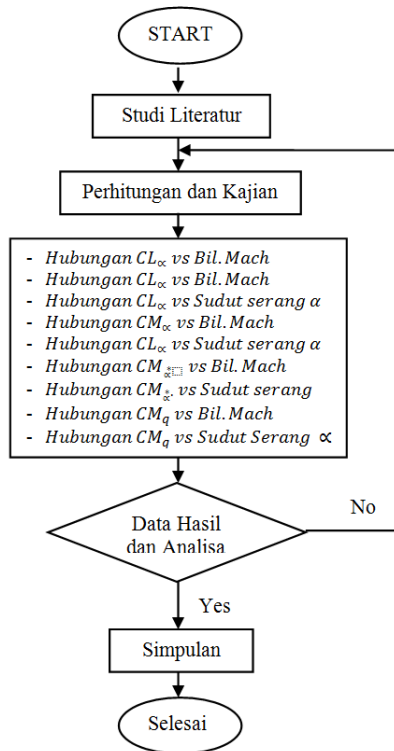
Jadi Cm_q roket dirumuskan sebagai berikut:

$$Cm_q = Cm_{q,t} + Cm_{q,w}$$

Turunan koefisien momen terha-dap kecepatan sudut pitch (Cmq). Stabilitas dinamik pesawat merupakan salah satu faktor penentu keberhasilan peluncuran sebuah pesawat tempur.

3. METODOLOGI PENELITIAN PESAWAT TEMPUR

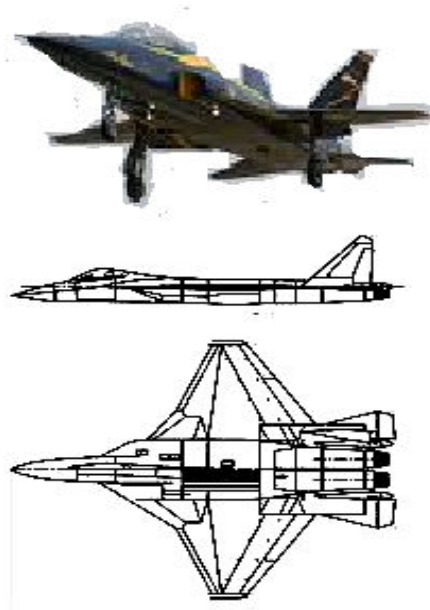
Metodologi yang digunakan dalam Aerodinamika Pesawat Tempur Pada Kecepatan Supersonik ini dapat dilihat seperti pada gambar 3.1.



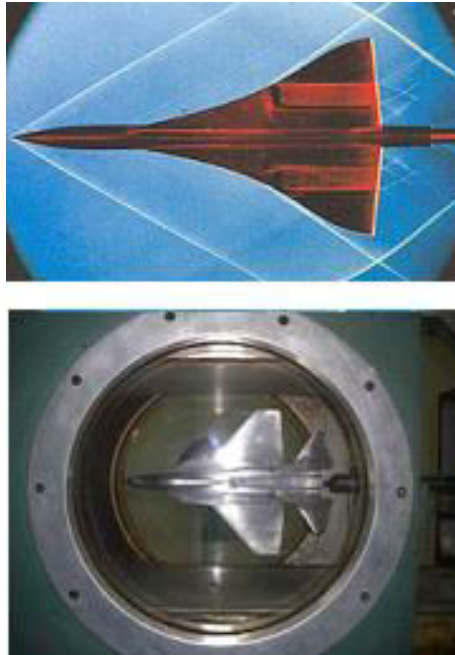
Gambar 3.1 Metodologi Penelitian

Model pesawat tempur yang sedang dikembangkan dan menjadi potensial dapat dilihat seperti gambar 3.2. Pesawat tempur ini akan dilengkapi dengan peralatan militer. Dalam pameran Kedirgantaraan di Singapura, Indonesia sebagai salah satu negara potensial untuk pesawat tempur berteknologi stealth tersebut. Saat ini masih dalam kajian dan penelitian awal masalah teknologi penerbangan pesawat tempur.

Model pesawat tempur dan model terpasang pada laboratorium aerodinamika supersonic seperti pada gambar 3.3.



Gambar 3.2 : Jenis pesawat tempur

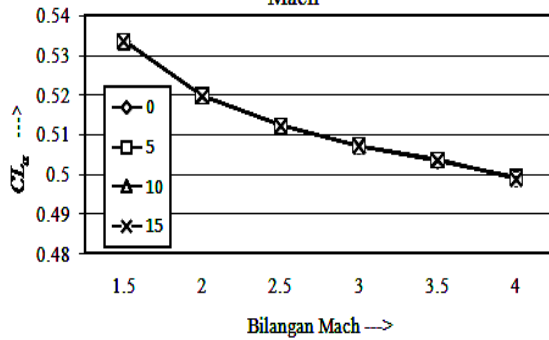


Gambar 3.3 : Model terpasang pesawat tempur di seksi uji aerodinamika supersonik

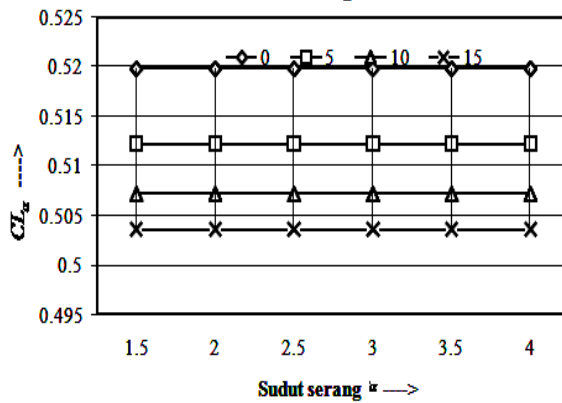
4. DATA HASIL DAN ANALISA

Data hasil pengujian dan analisa dengan menggunakan persamaan persamaan yang tersedia, maka diperoleh data hasil seperti gambar 4.1 sampai dengan 4.8.

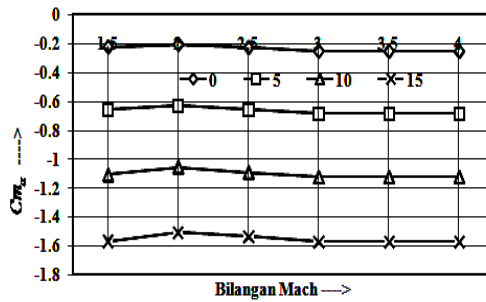
Gambar 4.1 : Grafik Hubungan CL_α vs. Bilangan Mach



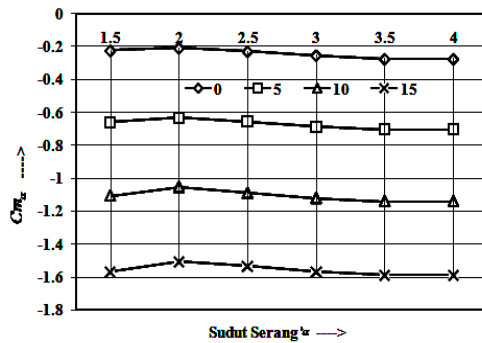
Gambar 4.2 : Grafik Hubungan CL_α vs. sudut serang α



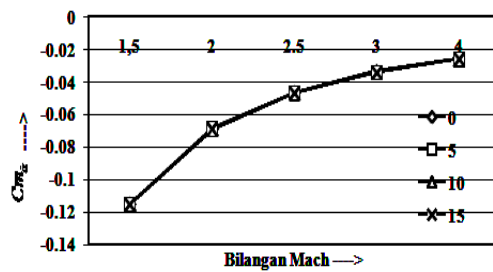
Gambar 4.3 : Hubungan Cm_x vs. Bilangan Mach



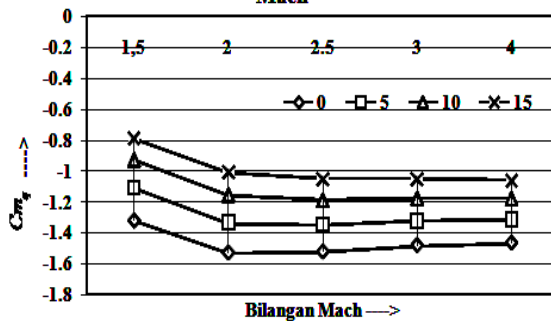
Gambar 4.4 : Grafik Hubungan Cm_x vs. sudut serang



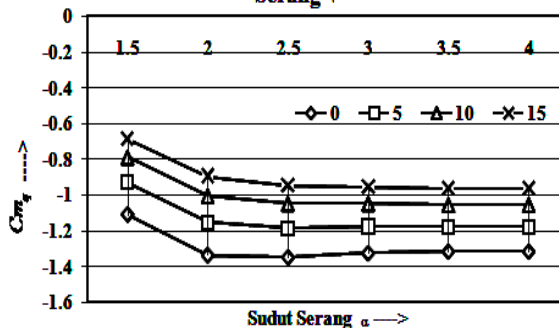
Gambar 4.5 : Grafik Hubungan Cm_x vs. Bilangan Mach



Gambar 4.7 : Grafik Hubungan Cm_q vs. Bilangan Mach



Gambar 4.8 : Grafik Hubungan Cm_q vs. Sudut Serang α



Diprediksi karakteristik turunan aerodinamik pesawat tempur ini dilakukan pada kecepatan supersonic 1,5 s/d 4 bilangan Mach dengan variasi sudut serang antara 0° s/d 15° . Turunan aerodinamik pesawat yang diprediksi berupa :

- Turunan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang α (Cl_α),
- Turunan koefisien momen terhadap sudut serang α (Cm_α),
- Turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch (Cmq).

Data hasil prediksi karakteristik turunan aerodinamik roket pesawat tempur seperti tertera pada Gambar grafik 4.1 s/d grafik 4.4 yakni :

Besarnya turunan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang (Cl_α) diperoleh antara 0,5036 s/d 0,5335, dari grafik 1 terlihat bahwa dengan naiknya kecepatan pesawat tempur dari 1,5 s/d 4 bilangan Mach harga Cl_α bertambah

besar walaupun dengan variasi sudut serang yang berlainan tetapi berubahnya sudut serang tidak mempengaruhi penambahan harga Cl_{α} . Jadi besarnya harga Cl_{α} hanya dipengaruhi oleh kecepatan pesawat tempur.

Sedangkan untuk harga turunan koefisien momen terhadap sudut serang ($Cm_{\dot{\alpha}}$) diperoleh antara $-0,2247$ s/d $-2,5137$ dari gambar grafik 4.3 terlihat bahwa dengan naiknya kecepatan pesawat maka harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ bertambah besar negatip. Hal ini sangat diharapkan untuk terbang pesawat tempur di atmosfer yaitu besarnya $Cm_{\dot{\alpha}}$ bertambah besar negatip untuk menyokong kondisi stabilitas dinamik pesawat tempur. Sedangkan dengan variasi sudut serang dari 0° s/d 15° berpengaruh terhadap besarnya $Cm_{\dot{\alpha}}$ yakni ber kurang negatip. Jadi besarnya harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ terpengaruh oleh kecepatan pesawat tempur dan sudut serang.

Besarnya derivative koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang ($Cm_{\dot{\alpha}}$) diperoleh antara $-0,0258$ s/d $-0,1150$, dari gambar grafik 4.5 dengan naiknya bilangan Mach, harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ makin besar negatif demikian pula dengan variasi sudut serang makin besar sudut serang harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ bergerak ke negatif yang lebih besar, jadi besarnya harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ dipengaruhi oleh kecepatan pesawat tempur dan sudut serang.

Dan besarnya turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch (Cm_q) diperoleh antara $-0,6316$ s/d $-1,4827$ dari gambar grafik 4.7, dan dengan naiknya bilangan Mach 1,5 s/d 4 besarnya harga Cm_q makin besar negatip, hal ini cukup baik untuk menyokong redaman pesawat tempur, sehingga menyokong kondisi stabilitas dinamik pesawat tempur pada saat manuver dapat terpenuhi.

Dari data hasil prediksi karakteristik turunan aerodinamik pesawat tempur dilakukan pada kecepatan supersonic 1,5 s/d 4 bilangan Mach dengan variasi sudut serang antara 0° s/d 15° yang diperoleh dapat dikatakan cukup baik.

5. KESIMPULAN

Dari hasil penelitian karakteristik turunan aerodinamik pesawat tempur telah dilakukan pada kecepatan supersonic 1,5 s/d 4 bilangan Mach dengan variasi sudut serang antara 0° s/d 15° seperti pada gambar grafik 4.1 s/d grafik 4.8 yaitu :

- a. Besarnya turunan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang (Cl_α) diperoleh antara 0,5036 s/d 0,5335 terlihat bahwa dengan naiknya kecepatan pesawat tempur dari 1,5s/d 3,5bilangan Mach, harga Cl_α bertambah besar .
- b. Sedangkan untuk harga turunan koefisien momen terhadap sudut serang (Cm_α) diperoleh antara - 0,2247 s/d -2,5137 dengan naiknya kecepatan pesawat tempur maka harga Cm_α bertambah besar negatif .
- c. Sedangkan dengan variasi sudut serang dari 2° s/d 12° berpengaruh terhadap besarnya Cm_α yakni ber kurang negatif. Jadi besarnya harga Cm_α terpengaruh oleh kecepatan pesawat tempur dan sudut serang.
- d. Besarnya turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut serang ($Cm_{\dot{\alpha}}$) diperoleh antara -0,0258 s/d -0,1150 dengan naiknya bilangan Mach ,harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ makin besar negatif demikian pula dengan variasi sudut serang makin besar sudut serang harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ bergerak ke negatif yang lebih besar, jadi besarnya harga $Cm_{\dot{\alpha}}$ dipengaruhi oleh kecepatan pesawat tempur dan sudut serang.
- e. Dan besarnya turunan koefisien momen terhadap kecepatan sudut pitch (Cm_q) diperoleh antara -0,6316 s/d -1,4827 dan dengan naiknya bilangan Mach 1,5 s/d 3 besarnya harga Cm_q makin besar negatif .

DAFTAR PUSTAKA

1. Iak N.Neilson,1960,"*Missily Aerodynamics*", Mc-Graww Hill Book Co,Inc.,New York.
2. Krasnov N.,F., 1978,"*Aerodynamics*", (translate from Russian), American Publ, Co.,PUT-LTD.,New Delhi.
3. Smetana O. Fredereck,1978,"*Computer Assisted Analysis of Aircraft Performet Stability and Control*,Mc-Graw Hill Book Co.,Inc,New York.
4. Anderson, J.D., 2007, *Fundamental of Aerodynamics*. McGraw-Hill.
5. Munson, Kenneth., 1983, *Fighters and Bombers of World War II*. New York City: Peerage Books
6. For one representation, see: Yoon, Joe, 2008, "Fighter Generations", Aerospaceweb.org. Retrieved 5 October
7. CRS RL33543, Tactical Aircraft Modernization: Issues for Congress 9 July 2009

8. *Next Generation Tactical Aircraft (Next Gen TACAIR) CRFI posted*, Lucky Bogey,*Boeing displays manned F/A-XX concept jet*, Flight Global, 2009-7-9,
9. Alan Pope, 1978 “ *High Speed Wing Tunnel Testing* “, Robert E., Kreiger, Publ.Co. Huntington, New York.
10. Kuthe,A.M.and J.D.Schetzer,1950,”*Foundation of Aerodynamics*” ,John Wiley & Sons,Inc.

ANALISIS FREKWENSI ALAMI STRUKTUR SAYAP PESAWAT NIR AWAK LSU04

Oleh : Atik Bintoro*

Abstrak

Struktur sayap pesawat terbang nir awak LSU04 bertugas untuk menghasilkan gaya angkat, dan terhindar dari kondisi operasional getaran yang sama dengan frekwensi alaminya. Melalui metode analitis untuk frekwensi alami sampai dengan tegangan maksimal, konfigurasi pesawat, dan misi produk, telah dilakukan penelitian frekwensi alami tersebut. Dari penelitian ini diketahui bahwa struktur sayap yang terbuat dari komposit serat *uni e-glass* mampu bekerja pada frekwensi getaran maksimal yang terjadi, sebesar 132,629 Hz, dengan frekwensi alami sebesar 143,41 Hz.

Kata kunci : LSU02, pesawat terbang nir awak, frekwensi alami, komposit, *uni e-glass*

Abstract

Wing structure of LSU04 Unmanned Aerial Vehicle (UAV) has done to make lift, and push way from operational condition of vibration which same with the natural frequencies. From analytical method for the natural frequency up to maximal stress, UAV's configuration, and product mission, has researched about the natural frequency of this vehicle. The UAV wing's structure from uni e-glass fiber composite can be operate in maximal frequency 132.629 Hz from the vibration source, with the natural frequency 143.41 Hz.

Keyword : LSU02, UAV, natural frequency, composite, uni e-glass

* Peneliti Madya di Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

1. PENDAHULUAN

Pesawat terbang nir awak atau sering disebut pesawat nir awak adalah pesawat terbang yang tidak menggunakan pilot manusia di dalam kompartemen pesawat. Pesawat nir awak LSU04 merupakan salah satu jenis wahana terbang yang menjadi program riset dan rekayasa di lingkungan Pusat Teknologi Pesawat Terbang, Lapan. Pesawat ini digerakkan oleh gaya dorong dari mesin propulsi motor bakar piston ataupun dari sistem propulsi yang lain. Untuk motor bakar piston yang dipilih sebagai mesin pendorong, mengakibatkan getaran mesin karena pembakaran yang tidak sempurna dari bahan bakar, sehingga timbul percepatan gas hasil pembakaran yang dapat menghasilkan getaran. Getaran ini diteruskan pada struktur badan pesawat sampai ke struktur sayap. Pada struktur sayap, disamping gangguan getaran berasal dari motor propulsi, juga ditambah gangguan gaya aerodinamika dan terpaan angin dari lingkungan luar. Sejauh mana pengaruh yang ditimbulkan terhadap sayap, karena gangguan getaran, masih diperlukan penelitian lebih lanjut. Namun demikian operasional pada getaran yang besarnya sama persis atau mendekati frekwensi alami struktur sayap, sebaiknya dihindari, karena dapat mengakibatkan kerusakan, struktur sayap akan mengalami defleksi sangat besar. Oleh sebab itu untuk menghindari kondisi ini, perlu diketahui besarnya getaran operasional dan besarnya getaran alami sayap. Untuk itu terlebih dahulu diperlukan analisis frekwensi alami sayap pesawat nir awak LSU04.

2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Frekwensi alami struktur

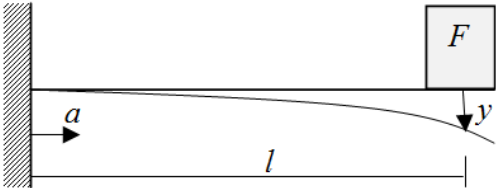
Frekwensi alami dari benda bergetar terjadi sebagai pengaruh gaya input yang sangat kecil dan berlaku secara alami, sehingga benda tersebut bergetar. Untuk mengetahui besarnya frekwensi alami ini dapat dihitung menggunakan persamaan getaran massa-pegas, getaran bebas satu derajat kebebasan. Struktur sayap pesawat nir awak LSU04, dimodelkan sebagai elemen bergetar yang mempunyai massa m , kekakuan k , frekwensi alami f_n , kecepatan sudut ω . Hubungan masing-masing parameter tersebut tercakup pada persamaan sebagai berikut [1]:

$$\omega = 2\pi.f, f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \dots\dots\dots 1$$

$$\text{atau } \omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \text{ dan } D = \frac{c}{2m.\omega_n} \dots\dots\dots 2$$

dengan : D = Faktor redaman

Pada saat operasional, beban terbesar pesawat nir awak terjadi pada saat awal terbang tinggal landas. Pada saat ini, berlaku kondisi beban statik dan dinamik. Untuk struktur sayap dengan panjang *l*, luas penampang *A*, massa *m*, dan modulus elastisitas bahan *E* akan mengalami lendutan *y*, seperti pada gambar 2-1.



Gambar 2-1- : Pembebanan Statik

Nilai kekakuan untuk struktur seperti pada gambar 2-1 adalah :

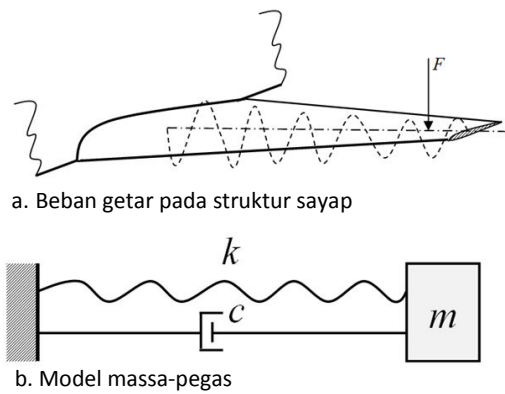
$$k = \frac{AE}{l^3} \dots\dots\dots 3$$

Untuk kondisi dinamik, struktur sayap akan mengalami gerakan resonansi.

2.2. Resonansi struktur

Gaya dorong mesin pesawat nir awak, gaya aerodinamika dan terpaan angin akan menghasilkan getaran yang merambat dari posisi motor propulsi bergerak menuju struktur sayap, sehingga menghasilkan resonansi. Gerakan berulang ulang atau resonansi ini, pada struktur sayap pesawat nir awak adalah fenomena getaran yang terjadi pada benda bergetar, termasuk struktur sayap pesawat nir awak LSU04. Resonansi dapat menyebabkan kerusakan struktur

apabila resonansinya sangat besar, dan stuktur tidak sanggup menahan. Besarnya resonansi ini dapat dianalisis melalui hubungan antara defleksi struktur, kecepatan sudut dan frekwensi alami. Hal ini dapat dilakukan dengan pendekatan analisis getaran massa-pegas seperti pada gambar 2-2.



Gambar 2-2 : Pemodelan sistem massa pegas untuk Sayap LSU04

Kondisi sistem getaran seperti pada gambar 2-2, perilaku getarannya dapat dianalisa melalui pendekatan getaran paksa tak teredam satu derajat kebebasan dan berlaku [2]:

$$m.\ddot{x}+k.x = f(t) \hspace{10em} 4$$

Secara umum, gerak getaran ini akan mengikuti persamaan gerak sinusoida :

$$y = y_o.\sin \omega t \hspace{10em} 5$$

Turunan pertamanya adalah :

$$\dot{y} = y_o.\omega.\cos \omega t \hspace{10em} 6$$

Kemudian didekati dengan persamaan gerak total dari sistem getaran teredam, seperti persamaan berikut ini [3,4]:

$$m.\ddot{x} + c\left(\dot{x} - \dot{y}\right) + k.x = 0 \dots\dots\dots 7$$

$$m.\ddot{x} + c.\dot{x} + kx = c.\dot{y} \dots\dots\dots 8$$

$$m.\ddot{x} + c.\dot{x} + k.x = c.y_o.\omega.\cos \omega t \dots\dots\dots 9$$

$$x = A.\sin \omega t + B.\cos \omega t \dots\dots\dots 10$$

$$\dot{x} = A.\omega.\cos \omega t - B.\omega \sin \omega t \dots\dots\dots 11$$

$$\ddot{x} = -A.\omega^2.\sin \omega t - B.\omega^2.\cos \omega t \dots\dots\dots 12$$

dengan :

$$A = \frac{c.\omega}{k - m.\omega^2}.B \dots\dots\dots 13$$

$$B = \frac{c.\omega.y_o}{\frac{c^2.\omega^2}{k - m.\omega^2} + (k - m.\omega^2)} \dots\dots\dots 14$$

Substitusi nilai B dari persamaan 14 ke persamaan 13, diperoleh nilai A , yaitu :

$$A = \frac{c.\omega}{k - m.\omega^2} \cdot \frac{c.\omega.y_o}{\frac{c^2.\omega^2}{k - m.\omega^2} + (k - m.\omega^2)} \dots\dots\dots 15$$

Persamaan 10 adalah bentuk resonansi yang mempunyai nilai defleksi maksimum sebesar :

$$x_{maks} = \frac{c.\omega.y_o}{\sqrt{(k - m.\omega^2)^2 + (c.\omega)^2}} \dots\dots\dots 16$$

Untuk sistem massa-pegas berlaku :

$$x = \frac{F_o}{k_{ek}} \dots\dots\dots 17$$

dengan :

F_o = gaya ; k_{ek} = kekakuan ekivalen

Disamping itu, harga defleksi maksimum karena gerak kecepatan awal bisa dihitung dari persamaan di bawah ini.

$$x_{vmaks} = \sqrt{x(o)^2 + \left(\frac{v_o}{\omega_n}\right)^2} \dots\dots\dots 18$$

Untuk redaman kritis berlaku :

$$c = 2\sqrt{km} \dots\dots\dots 19$$

Simpangan yang terjadi adalah :

$$x(t) = e^{-\omega_n t} [x_o + (v_o + \omega_n x_o)tr] \dots\dots 20$$

Waktu tr yang diperlukan untuk redaman kritis adalah :

$$tr = \frac{v_o}{\omega_n (v_o + \omega_n x_o)} \dots\dots\dots 21$$

Sedangkan rasio defleksinya adalah :

$$\frac{x}{F_o/k_{ek}} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_n^2}\right)^2 + \left(2D \cdot \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} \dots\dots 22$$

Dari persamaan 22 terlihat bahwa, defleksi akan menjadi sangat besar pada saat frekwensi yang dikeluarkan oleh sumber getar yang berasal dari motor propulsi, gaya aerodinamika, dan terpaan angin besarnya sama dengan getaran alami dari struktur sayap pesawat nir awak, maka struktur sayap akan mengalami kerusakan hebat, karena terjadi defleksi yang sangat besar, dan tidak ada redaman, berarti faktor redaman $D = 0$. Hal ini bisa diketahui melalui

perhitungan kemampuan tegangan bahan strukur sayap pesawat nir awak LSU04 yang dapat dihitung melalui tegangan struktur akibat gaya yang terjadi pada saat tinggal landas, yaitu pesawat terbang bergerak dengan kecepatan C_o dalam waktu t detik, dan massa pesawat m , sehingga diperoleh gaya tinggal landas sebesar F_t [5].

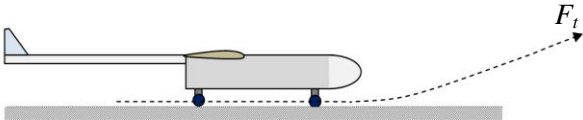
$$F_t = m \frac{dC_o}{dt} \dots\dots\dots 23$$

Sedangkan jarak tempuh yang diperlukan untuk tinggal landas adalah :

$$s = \frac{F_t t^2}{2m} \text{ atau } \dots\dots\dots 24$$

$$s = \frac{m C_o^2}{2 F_t} \dots\dots\dots 25$$

Agar pesawat bisa terbang, besarnya gaya tinggal landas F_t maupun gaya angkat sayap F_{zi} , harus lebih besar dari pada berat total pesawat, seperti pada gambar 2-3.



Gambar 2-3 : Gaya tinggal landas

Adapun tegangan yang terjadi pada saat terbang tinggal landas, dapat diketahui melalui perhitungan momen, yaitu : momen yang terjadi adalah jumlah momen lentur ditambah dengan momen akibat beban percepatan maksimal [2,6].

Momen total :

$$M_{zi} = F_{zi} \cdot l_i + m a_{maks} l_i \dots\dots\dots 26$$

dengan :

$$F_{zi} = 0,5.C_z.\rho.V^2.A_i \dots\dots\dots 27$$

$$V = \omega r \dots\dots\dots 28$$

$$a_{maks} = \omega_n^2 x_{Vmaks} \dots\dots\dots 29$$

r = jari-jari roda
 V = kecepatan terbang
 $C_z = 0,4$
 ρ = densitas udara
 A_i = luas permukaan

Untuk gaya hambat, berlaku :

$$F_D = 0.5\rho V^2 A \left(C_D + \phi \frac{C_L^2}{\pi AR} \right) \dots\dots\dots 30$$

dengan :

C_D = koefisien gaya hambat
 ϕ = pengaruh gesekan landasan ≤ 1
 R = jarak jelajah terbang
 e = waktu ketahanan terbang

Selanjutnya momen di atas akan dapat menimbulkan tegangan lentur struktur, yang besarnya tergantung pada inersia bentuk penampang lintang struktur. Besarnya tegangan ini dapat dihitung melalui persamaan di bawah ini.

Tegangan lentur

$$\sigma_{leni} = \frac{M_{zi}.c_{zi}}{I_{zi}} \dots\dots\dots 31$$

dengan :

I = momen inersia penampang
 C_{zi} = jarak sumbu ke permukaan paling bawah

3. METODE PENELITIAN

Penelitian frekwensi alami sayap pesawat nir awak LSU04 pada saat awal terbang tinggal landas dilakukan melalui metode pendekatan analitis sistem pegas- massa satu derajat kebebasan, dengan data masukan konfigurasi pesawat nir awak LSU04, dan mengikuti prosedur analisis.

3.1. Konfigurasi pesawat nir awak LSU04

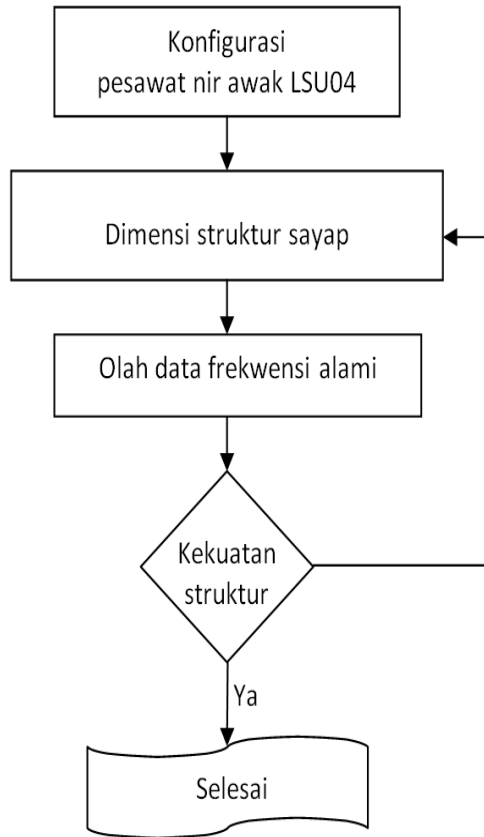
Pesawat nir awak LSU04 memiliki ukuran konfigurasi sebagai berikut [7] : bentang sayap sebesar 4000 mm, panjang pesawat 3200 mm, kecepatan terbang maksimal 160 km/jam, kecepatan terbang rata-rata 100 km/jam, lama terbang 6 jam, berat muatan maksimal 18 kg, daya mesin 11 HP, bahan bakar pertamax plus, kapasitas tangki bahan bakar 8 lt, dan *air speed stall* 60 km/jam. Konfigurasi pesawat ini dapat dilihat pada gambar 3-1.



Gambar 3-1 : Pesawat nir awak LSU04

3.2. Prosedur analisis

Analisis frekwensi alami struktur sayap pesawat nir awak LSU04, diawali dengan memperhatikan data konfigurasi pesawat, merencanakan dimensi struktur sayap sesuai kondisi penerbangan pesawat. Kemudian diolah berdasarkan persamaan getaran massa-pegas dan statika struktur, sehingga diperoleh struktur sayap yang andal. Adapun prosedur tersebut terlihat pada gambar 3-2.

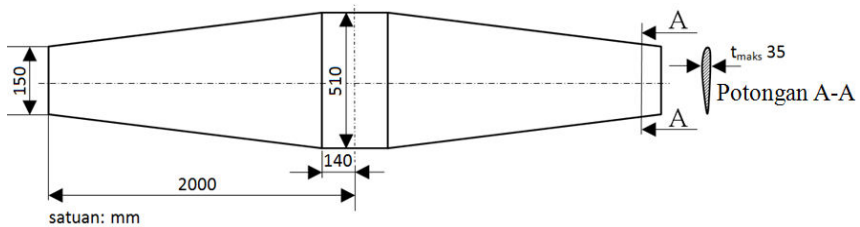


Gambar 3-2 : Prosedur Analisis

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Dimensi sayap LSU04

Dimensi struktur sayap pesawat nir awak LSU04, secara garis besar dapat dilihat pada gambar 4-1.



Gambar 4-1 : Dimensi sayap LSU04

4.2. Pernyataan misi produk

Tabel 4-1
Misi Produk Struktur Sayap LSU04

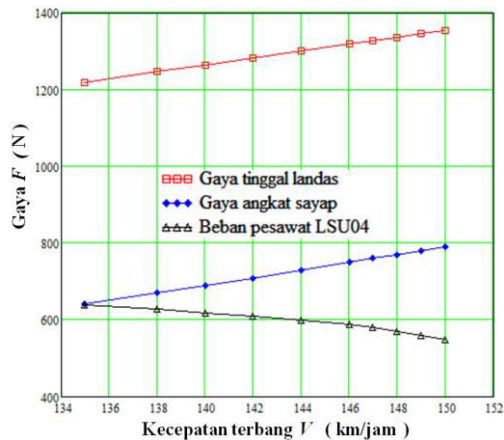
No.	Spesifikasi	Ukuran
1	Bentang sayap	4000 mm
2	Tebal maksimum	35 mm
3	Bahan	Komposit
4	Gambaran produk	tangguh, tahan getar, dan mudah digunakan

4.3. Material yang digunakan

Material struktur sayap pesawat nir awak LSU04 adalah bahan komposit jenis serat uni e-glass yang bersifat sebagai berikut[8] : nilai modulus elastisitas bahan $E = 21057 \text{ MPa}$, densitas $= 1.518 \text{ g/cm}^3$, dan tegangan ijin bahan $\sigma_{ult} = 303 \text{ MPa}$, poison ratio $= 0,34$. Sedangkan sebagai bahan pembandingnya adalah Aluminium paduan 7075 yang bersifat kuat dan relatif ringan[9], serta mempunyai kekuatan tarik bahan sebesar[10] $\sigma_{bh} = 572 \text{ MPa}$, dan Modulus elastisitas bahan $E = 71,76 \text{ GPa}$.

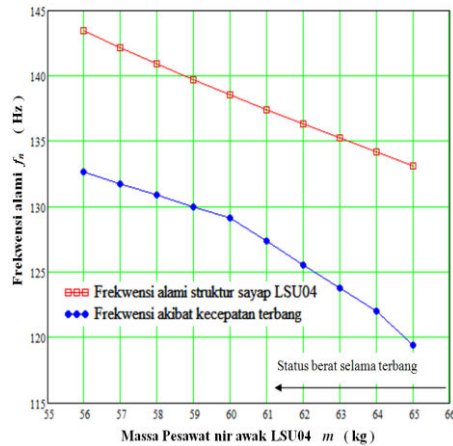
4.4. Hasil olah data

Berdasarkan pendekatan analitis melalui persamaan matematika untuk sistem massa-pegas elemen bergetar, konfigurasi pesawat nir awak LSU02, prosedur analisis struktur sayap, dan pernyataan misi produk, serta dimensi struktur sayap, maka diperoleh hasil olah data berupa gaya angkat, gaya tinggal landas, frekwensi alami, momen, dan tegangan struktur sayap. Hasil olah data ini digunakan untuk mengetahui kondisi struktur sayap pesawat pada saat terbang agar mencapai misi. Bagi struktur yang terbuat dari bahan komposit jenis serat *uni e-glass*, telah dilakukan olah data dengan hasil gaya tinggal landas, gaya angkat dan beban pesawat saat kecepatan tertentu, tercantum pada gambar 4-2.



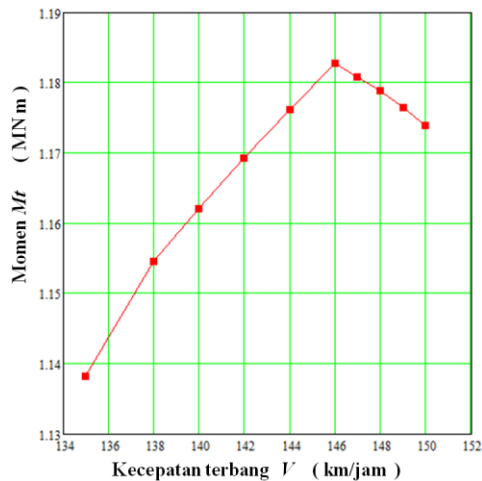
Gambar 4-2 : Gaya angkat dan beban pesawat LSU04

Seperti yang telah disampaikan bahwa komponen struktur sayap akan mengalami kerusakan apabila bergetar pada frekwensi alami. Besar frekwensi alami tergantung pada massa dan kekakuan struktur sayap pesawat nir awak LSU04 selama terbang. Sedangkan sumber getar dari luar, berasal dari perubahan kecepatan terbang. Kedua jenis frekwensi ini, masing-masing dapat dilihat pada gambar 4-3.



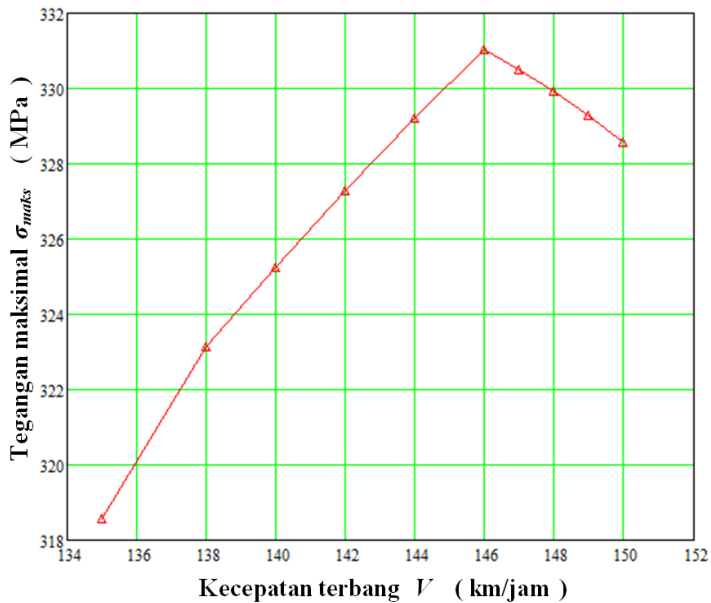
Gambar 4-3 : Perbandingan frekwensi alami struktur dan frekwensi akibat perubahan kecepatan terbang

Dari masukan harga frekwensi, dan perhitungan gaya, dapat digunakan untuk memperoleh momen lentur dan momen akibat percepatan getaran. Jumlah kedua momen ini dapat dilihat pada gambar 4-4.



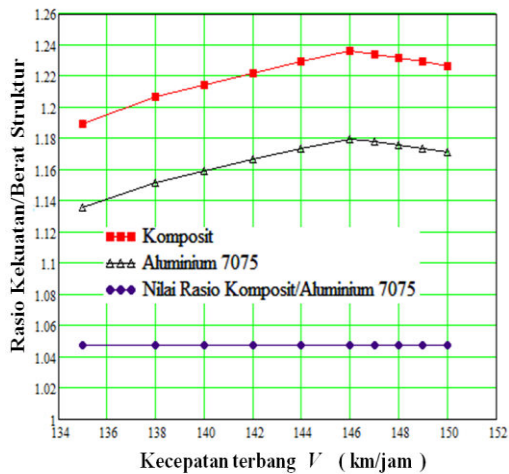
Gambar 4-4 : Momen lentur struktur sayap LSU04

Dari kedua momen di atas, bentuk profil, dan momen inersia penampang struktur, diperoleh tegangan maksimal yang dapat diterima oleh struktur sayap. Besarnya tegangan maksimal dapat dilihat pada gambar 4-5.



Gambar 4-5 : Tegangan maksimal struktur sayap LSU04

Sedangkan sebagai pembanding, dipilih bahan alternatif yang memiliki kekuatan hampir sama, yaitu Aluminium paduan 7075. Bahan struktur sayap yang terbuat dari komposit serat *uni e-glass* dibandingkan dengan Aluminium paduan 7075, berdasarkan nilai perbandingan antara kekuatan dan berat masing-masing struktur. Hasilnya dapat dilihat pada gambar 4-6.



Gambar 4-6 : Rasio : Kekuatan/berat

4.5. Pembahasan

Berdasarkan hasil olah data di atas, diketahui bahwa struktur sayap pesawat nir awak LSU04 yang terbuat dari bahan komposit serat uni *e-glass* dengan ukuran bentang total 4000 mm, pada operasional nya akan mengalami gangguan yang berasal dari gaya angkat aerodinamika untuk mempertahankan terbang datar di udara, dan gaya dorong dari mesin propulsi untuk terbang tinggal landas. Gaya-gaya ini harus lebih besar dari pada berat pesawat total. Dari gambar 4-2, terlihat bahwa gaya tinggal landas, maupun gaya angkat sayap lebih besar dari pada berat pesawat nir awak LSU02, berarti pesawat tersebut bisa terbang mendatar, maupun terbang tinggal landas. Dalam operasional penerbangan ini terjadi beda kecepatan yang akan menghasilkan percepatan getaran, yang merambat dari sumber getar mesin propulsi, roda pesawat pada saat tinggal landas, maupun terpaan ketika terbang di udara, menuju struktur sayap. Dari gambar 4-3, terlihat bahwa getaran yang ditimbulkan oleh sumber getar tersebut, ternyata nilai frekwensinya berbeda dengan frekwensi alami struktur sayap, bahkan lebih kecil yaitu : 0,897 sampai dengan 0,925 kali frekwensi alami, berarti struktur sayap mampu bekerja pada getaran maksimal yang terjadi, yaitu pada 132,629 Hz, sedang frekwensi alaminya sebesar 143,41 Hz. Gaya dan percepatan getaran yang terjadi pada posisi tertentu di struktur

sayap akan menyebabkan momen yang selanjutnya dapat menghasilkan tegangan struktur. Dari gambar 4-4, terlihat bahwa selama kecepatan terbang berlangsung, terjadi kenaikan momen, dari kecepatan terbang 135 km/jam sampai dengan 146 km/jam, kemudian menurun. Hal ini bisa dipahami bahwa penurunan harga momen dikarenakan massa bahan bakar yang dibawa pesawat nir awak, juga mengalami penurunan. Hal ini menunjukkan bahwa jumlah massa berbanding lurus dengan momen yang terjadi. Perilaku seperti ini juga terjadi pada tegangan maksimal, seperti terlihat di gambar 4-5. Sedangkan gambar 4-6 menunjukkan nilai perbandingan kekuatan dan berat struktur, untuk bahan komposit serat *uni e-glass* dan Aluminium paduan 7075. Dari gambar tersebut dapat dipahami bahwa struktur sayap yang terbuat dari bahan komposit serat *uni e-glass* mempunyai sifat yang lebih bagus dari sisi rasio kekuatan dan beratnya jika dibandingkan dengan bahan Aluminium paduan 7075, tingkat kesebandingannya mencapai 1,048 lebih kuat dari pada struktur aluminium paduan 7075. Berarti bahwa struktur sayap pesawat nir awak LSU04 yang terbuat dari bahan komposit serat *uni e-glass*, layak digunakan sebagai alternatif pilihan menjadi struktur sayap pesawat nir awak tersebut.

5. KESIMPULAN

Dari uraian di atas dapat disimpulkan bahwa :

1. Struktur sayap pesawat nir awak LSU04 yang terbuat dari bahan komposit serat *uni e-glass*, layak digunakan sebagai alternatif pilihan.
2. Getaran sumber getar, frekwensinya lebih kecil, yaitu : 0,897 sampai dengan 0,925 kali frekwensi alami, berarti struktur sayap mampu bekerja pada getaran maksimal yang terjadi, yaitu pada 132,629 Hz, dengan frekwensi alami sebesar 143,41 Hz.
3. Struktur sayap yang terbuat dari bahan komposit serat *uni e-glass* tingkat rasio antara kuat dan ringan mencapai 1,048 lebih tinggi dari pada struktur aluminium paduan 7075.

DAFTAR ACUAN

1. Thomson WT., 1988, Theory of Vibrations with Applications, Prentice - Hall, New York
2. S. Graham Kelly, 1993, Fundamental of Mechanical Vibrations, McGraw-Hill International Edition, New York
3. Atik Bintoro, 2009, Sistem Uji Validasi Hasil Riset dan Rekayasa Roket Padat , Massma si Kumbang, Jakarta
4. Suharto, 1985, Hand out Getaran Mekanik, Teknik Mesin, Universitas Brawijaya, Malang
5. Wiranto Arismunandar, 2002, Pengantar turbin gas dan motor propulsi, Penerbit ITB, Bandung, halaman 197-198.
6. Faupel Joseph H, Fisher Franklin E., 1980, Engineering Design, a Syntesis of Stress Analysis and Materials Engineering, John Willey & Sons, New York
7. ---, 2013, Pesawat nir awak LSU-04, Stand banner Hasil litbang Pusat Teknologi Penerbangan, LAPAN, Bogor
8. Afid Nugroho, Rizky Fitriansyah, Muhtahid, Dony Hidayat, Encung Sumarna, 2013, Result comparison of FEM Simulation and static teston the main landing gear of LSU02-02, International Seminar of Aerospace Science and Technology, LAPAN, Tangerang, Indonesia
9. Atik Bintoro, 2009, MATERIAL TEKNIK Sebagai Bahan Disain Struktur, Massma si Kumbang, Jakarta
10. <http://asm.matweb.com>. Desember 2013

METODOLOGI PENENTUAN PUSAT GRAVITASI DAN MOMEN INERSIA PESAWAT NIRAWAK SECARA EKSPERIMENTAL

Agus Harno Nurdin Syah *)

Abstrak

Sebagai Bidang baru, Teknologi Aerostruktur mempunyai tugas pokok dan fungsi dalam hal rancang bangun struktur pesawat (baik pesawat berawak maupun pesawat nirawak). Dalam melakukan rancang bangun suatu pesawat nirawak, pusat gravitasi dan sifat inersianya harus ditentukan terlebih dulu agar diperoleh stabilitas yang baik saat terbang. Posisi pusat gravitasi dan momen inersia dari pesawat nirawak sangatlah penting untuk analisis kinerja dan kontrol kendali. Oleh karena itu diperlukan suatu studi untuk menguasai permasalahan yang terkait dengan kestabilan suatu pesawat nirawak. Makalah ini merupakan studi kasus (berdasarkan pada karya tulis Flavio Luiz de Silva Bussamra, Carlos Miguel Montestruque dan Julio Cesar Santos yang berjudul “*Experimental Determination of Unmanned Aircraft Inertial Properties*”) yang menjelaskan tentang rincian pengukuran secara eksperimental pusat gravitasi dan sifat inersia pesawat nirawak. Pesawat nirawak yang digunakan dalam eksperimen ini adalah suatu prototipe yang terbuat dari kayu lapis, kayu balsa dan komposit, dengan lebar sayap sekitar 2,5 m. Dari hasil eksperimen diperoleh z_{uav} rata-rata pada kemiringan sumbu-x (1190.6 ± 0.569) mm dengan $z_{cg} = 453,4$ mm, sedangkan pada kemiringan terhadap sumbu-y nilai rata-rata z_{uav} nya adalah ($1193,1 \pm 3,077$) mm dengan $z_{cg} = 450,9$ mm. Momen inersia UAV pada sumbu-x, sumbu-y dan sumbu-z berturut-turut adalah : $3,842 \text{ kg.m}^2$; $6,302 \text{ kg.m}^2$ dan $5,99 \text{ kg.m}^2$.

Abstract

As a new division, Aerostructure Technology has the main task and function in the aircraft structure design (both manned and unmanned aircraft). In doing the design and build an unmanned aircraft, the center of gravity and inertia properties to be determined in order to obtain good stability during flight. The position of the center of gravity and moment of inertia of the drone is critical for performance analysis and control of drive. Therefore we need a study to understand the problems associated with the stability of a drone . This paper is a case study (based on the journal Bussamra Flavio Luiz de Silva, Carlos Miguel and Julio Cesar Santos Montestruque entitled "Experimental Determination of Unmanned Aircraft Inertial Properties") which describes the details of the experimental measurements of the center of gravity and inertial properties drone. Drone used in this experiment is a prototype made of plywood, balsa wood and composite, with a wing span about 2.5 m. From the experimental results obtained z_{uav} the average slope of the x-axis $(1190.6 \pm 0569)mm$ with $z_{cg} = 453.4 mm$, while the slope of the y-axis the average value of its z_{uav} is $(1193.1 \pm 3.077) mm$ with $z_{cg} = 450.9 mm$. Moment of inertia of UAVs on the x-axis, y-axis and z-axis respectively : $3.842 kg.m^2$; $6.302 kg.m^2$ and $5.99 kg.m^2$.

*) Staf Peneliti pada Bidang Teknologi Aerostruktur Pustekbang Lapan

1. PENDAHULUAN

Pesawat nirawak/*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) adalah suatu pesawat terbang tak berawak yang dikendalikan dari jarak jauh. Artinya pesawat terbang tersebut dioperasikan tanpa awak pesawat di dalamnya. Pesawat ini berguna dalam situasi di mana kondisi lapangan yang akan dijelajahnya terlalu berbahaya atau terlalu mahal untuk menggunakan pesawat berawak.

Tujuan utama dari proyek pengembangan/penelitian UAV ini adalah untuk keperluan surveillance, dalam rangka membantu pemerintah pada saat terjadi bencana/kecelakaan (di darat/laut). Pada saat ini, pemeriksaan tersebut dilakukan oleh helikopter, biasanya dengan seorang pilot dan teknisi syuting atau yang mengambil gambar. Berikut ini adalah beberapa contoh persyaratan yang harus dimiliki oleh suatu UAV untuk keperluan tersebut di atas, yaitu :

- Kecepatan jelajah: 120 km / jam;
- Kemampuan untuk terbang pada 80 km / jam sampai 160 km / jam;
- Kemampuan untuk terbang pada 1000 m di atas permukaan laut;
- Kemampuan untuk lepas landas dan mendarat di bidang kasar, seperti rumput atau jalan biasa/tak beraspal;
- Pendaratan dan tinggal landas tidak otomatis, karena dilakukan oleh manusia dengan menggunakan remote control, seperti aero modeling;
- UAV harus membawa kamera untuk keperluan monitoring dan dokumentasi film pada daerah yang akan dipantaunya. Untuk meminimalkan pengaruh noise akibat getaran pada gambar, kamera harus ditempatkan dekat pusat gravitasi dari pesawat;
- Jarak penerbangan dalam proyek awal : 40 km misalnya;
- Daerah yang akan dipantau (difilmkan) pada jarak horizontal dan vertikal sekitar 25m sampai 30 m;
- UAV harus bisa terbang otomatis mengikuti jalur daerah yang akan dipantau dengan menggunakan on-board komputer (pilot otomatis) dan teknologi GPS.

Dalam proyek UAV ini, prototipe yang dibuat dan dikembangkan, nantinya akan diuji sebelum digunakan untuk keperluan seperti tersebut

di atas. Oleh karenanya diperlukan verifikasi terhadap pesawat nirawak ini, apakah pesawat mampu merekam gambar dengan kualitas yang baik dan bertahan jika dikenakan beban hambusan? Dalam hal ini "bukti dari konsep", seperti aspek jangka panjang, daya tahan atau pemeliharaan jauh lebih penting daripada biaya rendah dengan menggunakan model konstruksi yang mudah dan cepat. Jadi, struktur prototip pesawat akan dibuat dua buah, yaitu satu terbuat dari bahan kayu balsa dan kayu lapis, sedangkan versi keduanya kemungkinan akan dibuat dari bahan komposit.

Untuk merancang dua jenis pesawat nirawak ini digunakan metodologi perancangan UAV Girardi dan Rizzi (2006 dan 2005a atau 2005b) dengan karakteristik utama UAV seperti ditunjukkan pada tabel 1 di bawah ini.

Tabel 1
Karakteristik utama UAV

No.	Parameter	Satuan
1.	Luas sayap (S)	0,883 m ²
2.	Lebar rentang sayap (b)	2,486 m
3.	Wing chord (Cw)	0,355 m
4.	Aileron chord (CA)	0,071 m
5.	Berat lepas landas maximum (MTOW)	206 N
6.	Batas load factor positif	4,4
7.	Ultimate load factor positif	6,6
8.	Batas load factor negatif	-2.2
9.	Ultimate load factor negatif	-3.3

Model lainnya dari pesawat nirawak ini adalah metodologi untuk perancangan Girardi dan Rizzi, 2005c, yaitu jenis helikopter atau zeppelin, namun untuk sementara ini model pesawat nirawak Girardi dan

Rizzi 2006 dan 2005a/2005b tampaknya menjadi pilihan yang paling cocok.

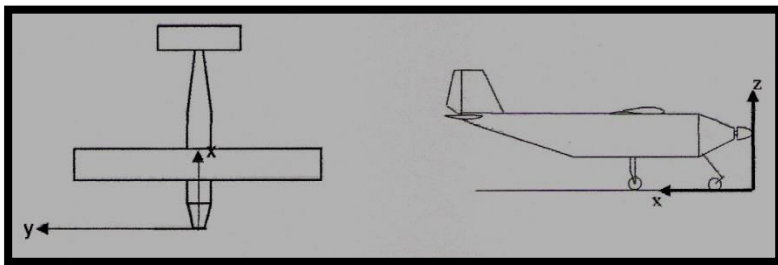
Posisi pusat gravitasi dari UAV dan momen inersia sangatlah penting untuk analisis kinerja dan kontrol kendali. Dalam tahap awal perancangan UAV ini telah dilakukan metode analisis yang sesuai, namun untuk keperluan penentuan parameter inersia dibutuhkan keakuratan data yang cukup signifikan.

2. TEORI DASAR

Gambar 1 memperlihatkan sumbu pada badan pesawat nirawak. Posisi pusat gravitasi (CG) pesawat nirawak harus ditentukan pada kedua sumbu x dan z dalam koordinat. Karena kondisinya simetris, maka pusat gravitasi pada koordinat sumbu y tentu saja harus nol.

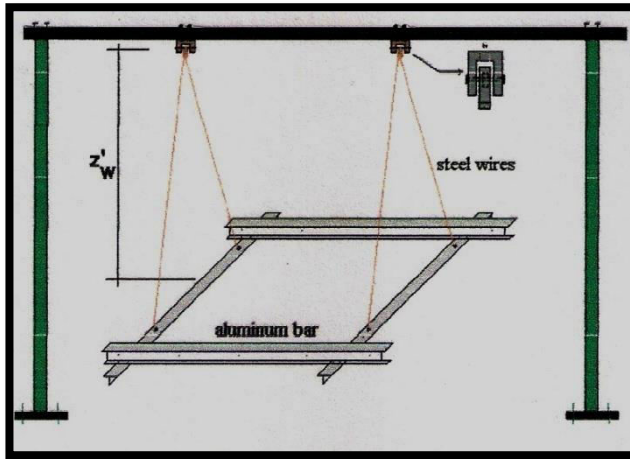
Pusat gravitasi z_{CG} , pada posisi vertikal dapat ditentukan dengan memiringkan pesawat, seperti yang disarankan oleh Wolowicz dan Yancey (1974). Hal ini diperlihatkan pada gambar 2, dimana UAV dapat diatur posisi miringnya dengan menggunakan gigi berayun.

Untuk memastikan bahwa dudukan aluminium berada pada posisi horizontal sempurna digunakan sebuah waterpas. Kemudian UAV harus ditempatkan pada dudukan tersebut, jagalah kerataan batang aluminiumnya, ini berarti bahwa pusat gravitasi dari UAV dan gigi berayun berada pada posisi sejajar vertikal.

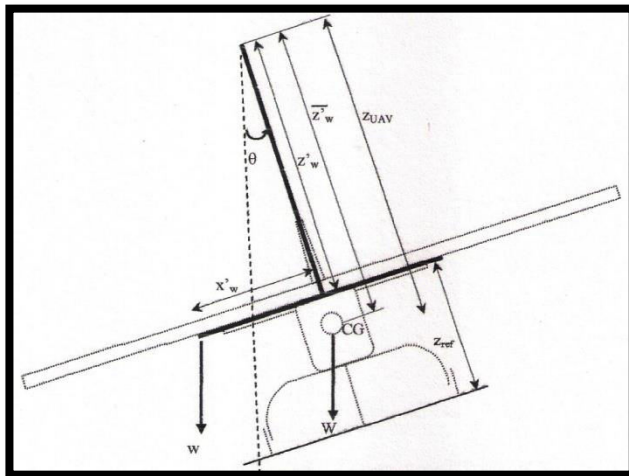


Gambar 2-1 : Posisi sumbu pada badan UAV

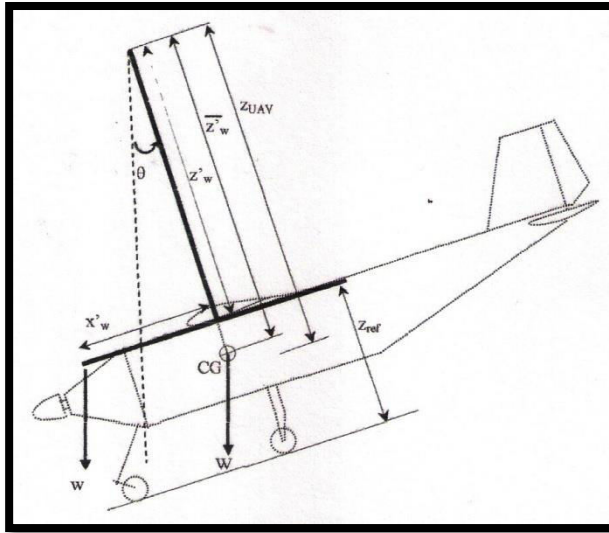
Untuk mencegah kemungkinan terjadinya ketidak-seimbangan, pada sistem digunakan suatu pemberat tambahan w agar kemiringan bertumpu di sekitar sumbu x dan y (Gambar 2-3 dan 2-4).



Gambar 2-3 : Gigi berayun untuk dudukan UAV



Gambar 2-4 : Posisi kemiringan gigi berayun dan UAV di sekitar sumbu x



Gambar 2-5 : Posisi kemiringan gigi berayun dan UAV di sekitar sumbu y

Dari Gambar 2-4 dan 2-5, momen keseimbangan mengarah ke :

$$W \overline{z'_w} \sin \theta = w (x'_w \cos \theta - z'_w \sin \theta) \quad (1)$$

di mana:

- CG adalah pusat gravitasi gabungan (UAV + gigi berayun)
- W adalah berat total (pesawat ditambah gigi berayun)
- w adalah berat ekstra, digunakan untuk memiringkan UAV
- $\overline{z'_w}$ adalah jarak vertikal dari poros ke pusat gravitasi gabungan (UAV + Gigi berayun)
- x'_w adalah jarak horizontal dari kelebihan berat badan (w) ke CG
- θ adalah sudut kemiringan
- z'_w adalah jarak vertikal dari poros ke referensi (CG pada gigi berayun)

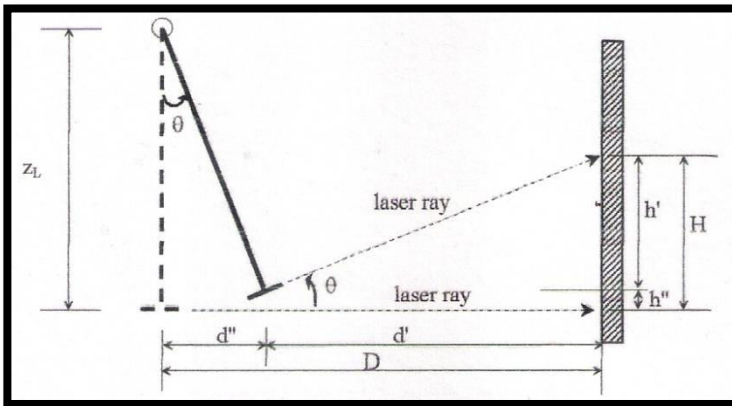
Sedangkan untuk posisi vertikal, pusat gravitasi gabungannya diberikan oleh:

$$\bar{z}' = \frac{w}{W} \left(\frac{x'_w}{tg \theta} - z'_w \right) \quad (2)$$

Akhirnya, posisi yang diinginkan dari pusat gravitasi UAV, z_{uav} , harus diisolasi. Hal ini dapat dihitung dengan:

$$z_{uav} = \frac{\bar{z}'W - z_{SG} W_{SG}}{W_{UAV}} \quad (3)$$

Sudut kemiringan θ dapat diukur dengan sinar laser yang dipancarkan oleh perangkat laser pointer sederhana. Sinar laser ini harus diproyeksikan ke dinding putih atau layar. Gambar 5 menggambarkan geometri yang diatur kemiringannya.



Gambar 2-6 : Penentuan sudut kemiringan θ eksperimental

Dari Gambar 2-6 dapat dihitung :

$$tg \theta = \frac{h'}{d'} = \frac{H-h''}{D-d''} = \frac{H-(z_L-z_L \cos \theta)}{D-z_L \sin \theta} \quad (4)$$

di mana:

z_L adalah jarak vertikal dari poros ke sinar laser;

H adalah defleksi vertikal total proyeksi sinar laser;

D adalah jarak horizontal dari poros ke dinding putih.

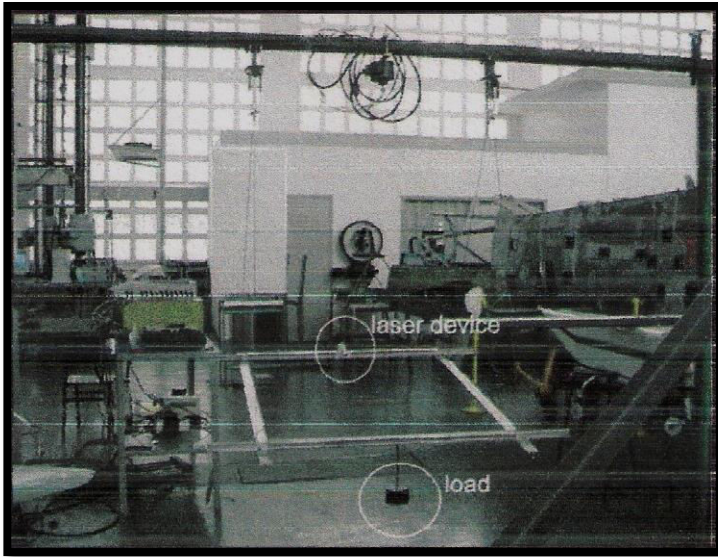
Dengan bantuan Matematika dan perangkat lunak komputasi terkenal, solusi dari (4) diberikan oleh :

$$\theta = \pm \arccos \left(\frac{-Hz_L + z_L^2 \pm D \sqrt{D^2 + H^2 - 2Hz_L}}{D^2 + H^2 - 2Hz_L + z_L^2} \right) \quad (5)$$

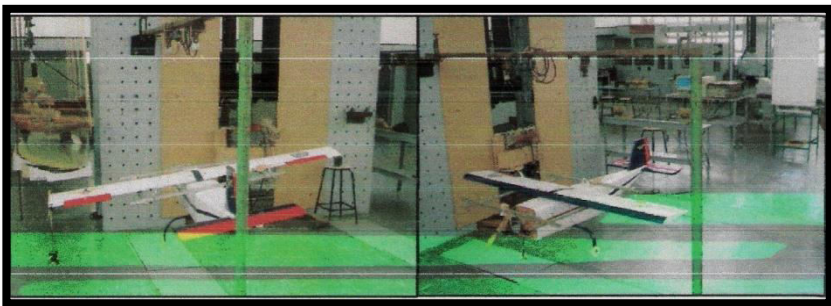
3. METODOLOGI

Metodologi yang digunakan dalam menentukan pusat gravitasi dan momen inersia pesawat nir awak ini adalah berdasarkan pada sistem bandul sederhana yang dilengkapi dengan fasilitas pendukung lainnya, seperti yang terlihat pada gambar 3-1.

Untuk keperluan eksperimen ini perlu dibuat suatu bingkai dari bahan aluminium seperti yang diperlihatkan dalam gambar 2-3. Untuk melakukan pengujian momen inersia, bingkai aluminium ini diperkuat oleh empat utas kawat baja yang diikat pada kedua engsel dari gigi berayun. Berat total dari gigi berayun ini adalah sekitar $W_{SG} = 2.953$ kgf. Pengaturannya dapat dilihat pada gambar 3-1, di mana perangkat pena laser dapat dicatat (tetap berada pada bingkai), kemudian tembakan sinar laser yang proyeksinya dapat terlihat di atas papan tulis.



Gambar 3-1 : Gigi berayun dengan perangkat laser dan beban



Gambar 3-2 : Kemiringan UAV di sekitar sumbu x dan sumbu y

Gambar 3-2 memperlihatkan *UAV* yang disusun dalam dua posisi yang berbeda, dengan masing-masing kemiringan di sekitar sumbu x dan sumbu y . Adapun data geometri untuk kedua susunan/pengaturan *UAV* tersebut dapat dilihat pada tabel 3-1.

Tabel 3-1

Data Eksperimental untuk penentuan *CG* pada posisi vertikal

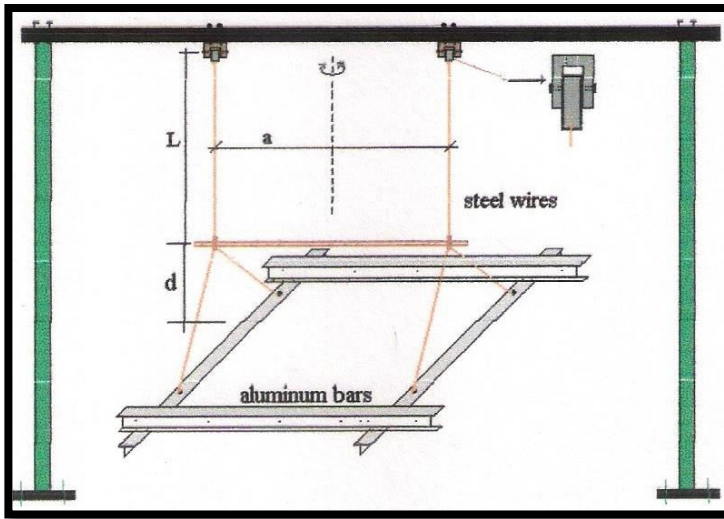
No.	Geometri	Kemiringan pada sb-x	Kemiringan pada sb-y	Satuan
1.	W_{UAV}	21,001	21,001	kgf
2.	W_{SG}	2.953	2.953	kgf
3.	W	23,953	23,953	kgf
4.	z_{SG}	1.094,0	1.094,0	mm
5.	z_{Ref}	550,0	550,0	mm
6.	z_L	1.164,0	1.164,0	mm
7.	D	5.917,0	5.917,0	mm
8.	x'_w	1.235,0	496,0	mm
9.	z'_w	1.094,0	1.094,0	mm

Metode yang digunakan untuk menentukan momen inersia ini adalah berdasarkan pada ayunan pesawat yang dianggap sebagai suatu bandul sederhana, seperti yang disarankan oleh Miller (1930).

Momen inersia dari pesawat nirawak I_{UAV} di sekitar sumbu x atau y, dapat ditentukan dengan cara melakukan osilasi antara gigi berayun dengan UAV dan kemudian mengukur periode yang diperoleh T. Momen inersia dari gigi berayun sendiri harus dikurangkan dari momen inersia total, sehingga periode osilasi gigi berayun T_{SG} , harus diukur juga. Di samping itu momen inersia tambahan UAV karena perpindahan pusat gravitasi harus diperhitungkan juga. Jadi, perumusan momen inersia UAVnya dapat diringkas menjadi :

$$I_{UAV} = \frac{W T^2 \bar{z}'}{4 \pi^2} - \frac{W_{SG} T_{SG}^2 z'_w}{4 \pi^2} - \frac{W_{UAV} z_{UAV}}{g} \quad (6)$$

di mana g adalah percepatan gravitasi, diasumsikan sebagai 9.81m/s².



Gambar 3-3 : Bandul torsi bifilar untuk menentukan momen inersia I_{zz}

Untuk momen inersia pada sumbu vertikal I_{zz} , dimana digunakan bandul bifilar (Gbr.3-3), dengan dua serat vertikal panjang L , dipisahkan oleh jarak horizontal a . Momen inersianya dapat dinyatakan oleh :

$$I_{zz} = \frac{W T^2 a^2}{16 \pi^2 L} - \frac{W_{SG} T_{SG}^2 a^2}{16 \pi^2 L} \quad (7)$$

Rumus (6) dan (7) berlaku untuk amplitudo dengan osilasi kecil, karena $\sin\theta$ dianggap sama dengan $\tan\theta = \theta$ (di mana 2θ adalah sudut osilasi).

4. ANALISA DAN HASIL EKSPERIMEN

Dengan menggunakan data-data pendukung seperti yang telah disusun pada tabel 3-1 di atas, maka kita dapat menentukan dan menghitung besarnya pusat gravitasi dan momen inersia dari kedua buah pesawat nirawak tersebut. Adapun hasilnya, untuk posisi vertikal dari pusat gravitasi pesawat nirawak pada kemiringan sumbu-x dan sumbu-y telah disusun pada tabel dan tabel 4-1 di bawah ini.

Tabel 4-1
Posisi vertikal dari pusat gravitasi pada kemiringan sb-x :

No.	Parameter	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1.	H (mm)	288,2	385,0	478,0	577,0	666,0	755,5	816,5	882,0	1036,0
2.	W (kgf)	1,1693	1,5884	2,0059	2,4667	2,8943	3,3405	3,6499	3,9930	4,8405
3.	θ (rad)	0,049	0,065	0,081	0,098	0,113	0,129	0,139	0,150	0,176
4.	θ (degree)	2,80	3,75	4,66	5,62	6,49	7,37	7,96	8,60	10,10
5.	z' (mm)	1178,4	1178,0	1178,4	1178,9	1178,8	1179,3	1178,4	1178,3	1179,5
6.	z_{UAV} (mm)	1190,3	1189,8	1190,2	1190,9	1190,7	1191,2	1190,2	1190,2	1191,6

Tabel 4-2
Posisi vertikal dari pusat gravitasi pada kemiringan sb-y

No.	Parameter	1	2	3	4	5	6	7	8
1.	H (mm)	115,8	154,5	192,0	232,5	269,0	305,5	330,5	358,0
2.	W (kgf)	1,1693	1,5884	2,0059	2,4667	2,8943	3,3405	3,6499	3,9930
3.	θ (rad)	0,020	0,026	0,033	0,039	0,046	0,052	0,056	0,061
4.	θ (degree)	1,12	1,50	1,86	2,26	2,61	2,97	3,21	3,48
5.	z' (mm)	1181,4	1183,9	1184,3	1182,2	1180,2	1180,3	1178,9	1176,0
6.	z_{UAV} (mm)	1193,7	1196,5	1197,0	1194,6	1192,3	1192,5	1190,9	1187,6

Tabel 4-1 menunjukkan hasil ketika UAV miring di sekitar sumbu x, untuk 9 bobot yang berbeda. Nilai rata-rata z_{uav} , dari Tabel 4-1 adalah

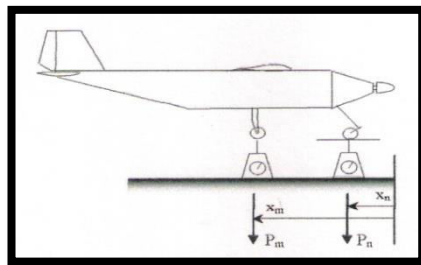
1190.6 mm dengan deviasi standar 0,569. Dengan mempertimbangkan geometri UAV dan komponen gabungan pada gigi berayun, maka CG pada posisi vertikal terhadap sumbu-x adalah:

$$z_{CG} = z'_w + z_{ref} - z_{uav} = 1094.0 + 550.0 - 1190.6 = 453,4 \text{ mm} \quad (8)$$

Hasil geometri dan numerik dari UAV pada kemiringan di sekitar sumbu y ditunjukkan pada Tabel 4-2. Dimana nilai rata-rata z_{uav} adalah 1193,1 mm dengan deviasi standar 3,077 mm. Dengan mempertimbangkan geometri UAV dan komponen gabungan pada gigi berayun, maka CG pada posisi vertikal terhadap sumbu y adalah :

$$z_{CG} = z'_w + z_{ref} - z_{uav} = 1094.0 + 550.0 - 1193.1 = 450,9 \text{ mm} \quad (9)$$

Perbedaan antara nilai yang ditemukan dalam persamaan (8) dan (9) adalah 2,5 mm lebih kecil dari nilai deviasi standar yang diperoleh. Untuk menentukan pusat gravitasi secara eksperimental pada koordinat sumbu x dapat dihitung dengan cara yang sangat sederhana, perhatikanlah gambar 4-1. Pada gambar 4-1 kita dapat dilihat bagaimana fungsi dari dua buah timbangan yang digunakan.



Gambar 4-1 : Menentukan pusat gravitasi pada koordinat sumbu x dengan dua buah timbangan

Maka pusat gravitasi pada koordinat sumbu-x diberikan oleh :

$$x_{CG} = \frac{x_m P_m + x_n P_n}{P_m + P_n} \quad (10)$$

Dengan kata lain, pengaturan yang digunakan untuk penentuan z_{CG} dapat digunakan. Jika kedua UAV dan frame yang horisontal, x_{CG} secara sederhana dapat ditentukan dengan mengukur jarak horizontal dari asal sumbu x (hidung UAV) ke pivot.

Momen Inersia Hasil Eksperimen

Periode yang diperlukan pada persamaan 6 dan 7 ditentukan dengan 50 osilasi dari bandul. Pengukuran beberapa waktu lalu untuk 50 osilasi diambil, sedangkan Tabel 4-3 dan 4-4 menunjukkan nilai *mean*. Untuk penentuan I_{xx} dan I_{yy} , gigi berayun yang digunakan adalah sama dengan yang digunakan untuk penentuan CG (Gambar 4-1).

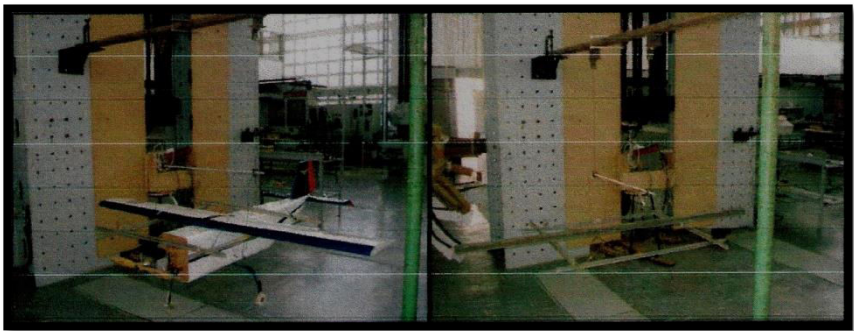
Tabel 4-3
Menentukan Momen Inersia I_{xx}

Jarak (m)	$\bar{z}' = 1.178 ; z'_w = 1.094 ; z_{UAV} = 1.190$	
Kasus	Hanya gigi berayun	UAV
Lamanya waktu (s)	114.0	116.0
Periode (s)	2.28	2.32
I_{xx} (kg.m ²)		3.842

Tabel 4-4
Menentukan Momen Inersia Iyy

Jarak (m)	$\bar{z}' = 1.182 ; z'_w = 1.091 ; z_{UAV} = 1.194$	
Kasus	Hanya gigi berayun	UAV
Lamanya waktu (s)	113.4	119.8
Periode (s)	2.27	2.40
$I_{yy} \text{ (kg.m}^2\text{)}$		6.302

Gigi berayun untuk menentukan momen inersia I_{zz} mempunyai berat 3,6518 kgf. Sebuah batang aluminium dengan panjang 2.2895m dan penampang persegi panjang berukuran (0,04761 m x 0,04757 m), dengan berat 14.400 kgf, digunakan untuk mengecek metodologi dalam menentukan momen inersia I_{zz} . Gambar 10 menunjukkan susunan antara UAV dan batang aluminium yang digunakan. Dengan menggunakan dua batang aluminium yang mempunyai ukuran panjang berbeda, hasil perhitungannya dapat dilihat pada tabel 4-5.



Gambar 4-2 : Susunan antara UAV dan batang aluminium untuk menentukan momen inersia I_{zz}

Tabel 4-5
Menentukan Momen Inersia Izz

Geometri	d = 0.355 m			d = 0,139 m		
Kasus	Hanya gigi berayun	Batang	UAV	Hanya gigi berayun	Batang	UAV
Untuk waktu 50 putaran (s)	121.8	135.2	111.4	109.6	133.3	110.6
	122.2	136.0	112.1	110.7	133.3	110.2
	121.9	136.8	111.1	-	-	110.1
	-	-	112.2	-	-	110.0
Periode rata-rata (s)	2.44	2.72	2.23	2.20	2.67	2.20
I_{zz} (kg.m ²)	1.28	6.57	5.95	1.04	6.49	5.99

Ini berarti bahwa, untuk batang aluminium, secara teoritis momen inersia Izz setara dengan 6,287 kg.m², sedangkan kesalahan yang ditemukan dalam pengujian adalah 4,4% dan 3,3%, masing-masing untuk gigi berayun dengan jarak (d = 0.355 m) dan yang lebih pendek. Hal ini disebabkan oleh jarak vertikal d yang dapat mengakibatkan timbulnya osilasi sekunder, oleh karenanya panjang batang yang digunakan harus diusahakan sependek mungkin ukurannya.

Sifat-sifat Inersia suatu pesawat nirawak (UAV) dapat diukur dengan menggunakan teknik eksperimental. Percobaan ini dapat dilakukan dengan sangat murah dan sederhana, dimana dengan hanya menggunakan suatu gigi berayun momen inersia dari suatu pesawat kecil seperti UAV dan aero modeling dapat kita hitung.

Untuk menghindari terjadinya kesalahan, kita harus senantiasa memelihara dan merawat peralatan tersebut dengan cermat agar dapat digunakan lagi nantinya. Peralatan harus bebas dari gesekan dan bingkai horisontal harus selalu diperhatikan kekakuannya, agar tidak menimbulkan torsi dan lenturan yang signifikan.

Untuk menghindari kesalahan yang cukup besar pada saat pengukuran sudut kemiringan, usahakan agar penentuan posisi vertikal dari pusat gravitasi alat ini benar-benar akurat.

Hasil yang baik akan diperoleh apabila perangkat laser yang digunakan tetap berada pada bingkainya, dimana posisinya berada pada titik pusat batang horizontal dan selalu sejajar dengan sumbu miringnya.

Osilasi sekunder pada saat menentukan momen inersia harus dihilangkan, oleh karena itu keakuratan dari pusat gravitasi sangatlah penting untuk ketepatan momen inersia. Waktu pengukuran diambil dengan menggunakan kronometer sederhana.

Untuk menghindari terjadinya kesalahan yang cukup besar, usahakan agar osilasi yang diambil sebanyak lima puluh osilasi agar faktor kesalahan yang diakibatkan oleh manusia dapat diminimalisir. Kronometer elektronik mungkin perlu digunakan untuk percobaan ini.

5. KESIMPULAN

Dari hasil percobaan dengan menggunakan metodologi sistem bandul sederhana tersebut, maka dapat disimpulkan bahwa :

1. Pusat gravitasi rata-rata pesawat nirawak untuk posisi vertikal pada 9 buah sudut kemiringan yang berbeda terhadap sumbu-x adalah 1190,6 mm dengan deviasi standar 0,569. Sedangkan pusat gravitasi pada posisi vertikalnya terhadap sumbu-x adalah 453,4 mm.
2. Pusat gravitasi rata-rata pesawat nirawak untuk posisi vertikal pada 8 buah sudut kemiringan yang berbeda terhadap sumbu-x adalah 1193,1 mm dengan deviasi standar 3,077. Sedangkan pusat gravitasi pada posisi vertikalnya terhadap sumbu-x adalah 450,9 mm.
3. Momen Inersia pesawat nirawak pada koordinat sumbu-x (I_{xx}) adalah $3,842 \text{ kg.m}^2$.
4. Momen Inersia pesawat nirawak pada koordinat sumbu-y (I_{yy}) adalah $6,302 \text{ kg.m}^2$.

5. Momen Inersia pesawat nirawak pada koordinat sumbu-z (I_{zz}) adalah $5,990 \text{ kg.m}^2$.
6. Secara teoritis momen inersia I_{zz} setara dengan $6,287 \text{ kg.m}^2$, sedangkan kesalahan yang ditemukan dalam pengujian adalah $4,4\%$ dan $3,3\%$, masing-masing untuk gigi berayun dengan jarak ($d = 0.355 \text{ m}$) dan yang lebih pendek. Hal ini disebabkan oleh jarak vertikal d yang dapat mengakibatkan timbulnya osilasi sekunder, oleh karenanya panjang batang yang digunakan harus diusahakan sependek mungkin ukurannya.
7. Sifat-sifat Inersia suatu pesawat nirawak (UAV) dapat diukur dengan menggunakan teknik eksperimental. Percobaan ini dapat dilakukan dengan sangat murah dan sederhana, dimana dengan hanya menggunakan suatu gigi berayun, momen inersia dari suatu pesawat kecil seperti UAV dan aero modeling dapat kita hitung.

REFERENSI

1. Girardi R. M., Rizzi, P., 2006. "Development Methodologies for conceptual design from unmanned aerial vehicle (UAV) used for the inspection of electrics transmission line". IV Congress National Technique MECHANICAL, CONEM 2006, Proceedings, Recife, Brasil, 2006.
2. Girardi, R. M., Rizzi, P. et al, 2005a, "Conceptual design of the aircraft, using calculation methods that provide good estimates, in less time, the parameters that define sebuah aircraft", Report of work, CESAR / ITA, December 20, Brazil.
3. Girardi, RM, Rizzi, P., 2005b, "Analysis of the type of aircraft best suited for inspection of transmission lines", work report, CESAR / ITA, June 27, Brazil.
4. Miller, MP, 1930, "An accurate of measuring the moments of inertia of airplanes", Washington, National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Notes, No 351.

5. Wolowicz, Chester H. dan Yancey, Roxanah B., 1974, "Experimental determination of airplane mass and inertial characteristics". NASA Technical Report TR R-433.

SIMULASI DAN ANALISA AUTOPILOT LONGITUDINAL LSU 01 DENGAN SIMULINK MATLAB

Agus hendra wahyudi*

Abstrak

Telah dilakukan simulasi dan analisa autopilot longitudinal pesawat tanpa awak LSU 01 menggunakan *software* SIMULINK Matlab. Penelitian ini mensimulasikan autopilot pada sudut *pitch* dengan dua tipe autopilot dan menunjukkan hasil yang hampir sama dengan gain amplifiier *servo elevator* 3.5. Baik autopilot dengan umpan balik *pitch rate* maupun tanpa umpan balik *pitch rate* menunjukkan hasil perbaikan terhadap kecepatan waktu *rise time*, *setling time* dan mengecilkan nilai *overshoot* secara drastis jika dibandingkan respon *open loop* pesawat. Oleh karena itu kedua metode autopilot longitudinal ini bisa dipakai pada pesawat LSU 01 untuk mempertahankan sudut *pitch* pesawat sesuai sudut referensinya.

Keywords : longitudinal autopilot, UAV, LSU 01

Abstract

It has been done simulation and analysis of longitudinal autopilot of unmanned aircraft LSU 01 using SIMULINK matlab software. This research simulated autopilot that maintain pitch angle. Two kind of autopilot will be used, pitch rate feedback autopilot and without pitch rate feedback autopilot. The result show almost the same for both kind autopilot with 3.5 gain servo amplifier, these autopilot will increase rise time, settling time and reduce overshoot dramatically better than open loop respon time. Thus, these both autopilot can be used to stabilized and maintain pitch angle of LSU 01.

* Peneliti di Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

1. PENDAHULUAN

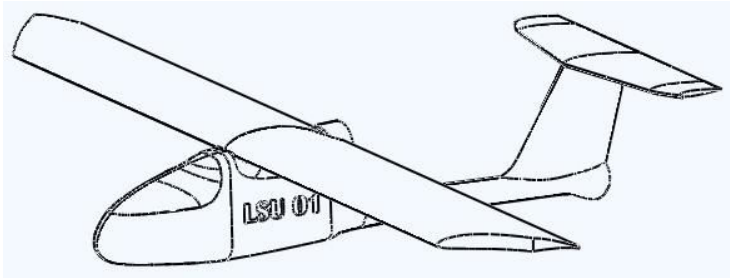
Salah satu pesawat UAV LSU 01 merupakan pesawat UAV yang berukuran kecil namun cukup efektif untuk terbang di daerah pemetaan lahan seperti padi, gunung berapi, dan banjir. Pesawat yang mampu membawa muatan kamera saku seperti canon s100 ini sudah dilakukan penelitian penurunan model pesawat dalam mode lateral dan longitudinal. State space model pesawat LSU 01 sudah terbentuk melalui perolehan data *aerodynamic datcom* dan penurunan gerak pesawat pada mode longitudinal dan lateral. Dari *state space* tersebut dapat diketahui karakteristik pesawat dari akar-akar persamaan dalam bidang s , stabil atau tidak stabil. Langkah selanjutnya adalah membuat simulasi dan analisa sistem autopilot baik pada mode gerak longitudinal maupun lateral. Paper ini akan membahas perancangan simulasi autopilot pada mode gerak longitudinal.

Sistem autopilot mode longitudinal mempertahankan parameter terbang kecepatan *cruise* pesawat, sudut *pitch* pesawat, dan ketinggian pesawat. Pada penelitian kali ini akan diujikan sistem kendali autopilot sederhana pada sudut pitch tanpa umpan balik pitch rate dan dengan menggunakan pitch rate sebagai tambahan umpan balik. Berdasarkan penelitian sebelumnya yang telah dilakukan oleh tim pemodelan LSU 01 dibuatlah simulasi menggunakan simulink dan dianalisa perbaikan respon sistem kendali dalam mempertahankan sudut pitch pesawat.

Dalam *paper* ini *stick throttle* diasumsikan tetap, pesawat terbang dalam kondisi *cruise* diketinggian 300 meter dan kecepatan 13 m/s. Penurunan persamaan pesawat menghasilkan *state space* sistem yang secara *open loop* stabil namun masih menunjukkan respon yang lama menuju kondisi *steady*. Dengan memberikan sistem autopilot longitudinal diharapkan pesawat bisa lebih tahan dan cepat menuju *steady* dibandingkan dengan tanpa autopilot (*open loop*).

2. PESAWAT LSU 01

Pesawat LSU 01 merupakan pesawat yang cukup ringan mampu membawa payload kamera saku dan telah digunakan pada misi penting seperti pemotretan banjir Jakarta, gunung merapi dan lahan padi Cianjur. Adapun spesifikasi dan gambar LSU 01 ditunjukkan pada gambar berikut :



Gambar 2-1 : Sketsa LSU 01

Tabel 2-1
Spesifikasi LSU 01

No	Nama Bagian	Ukuran	Satuan
1	<i>Wingspan</i>	1900	Mm
2	<i>Fuselage Length</i>	1200	Mm
3	<i>Maximum load</i>	0,5	Kg
4	<i>Average speed</i>	45	km/h
5	<i>Maximum speed</i>	60	km/h
6	<i>Airspeed Stall</i>	30	km/h
7	<i>Endurance</i>	50	Minutes
8	<i>Engine : brushless motor</i>	980	kV
9	<i>Power source : battery</i>	5000	mAh
10	<i>Take off : throwed</i>		
11	<i>Control System :</i>	<i>- Take Off/Landing by Remote Control</i> <i>- Cruise : Autonomous</i>	

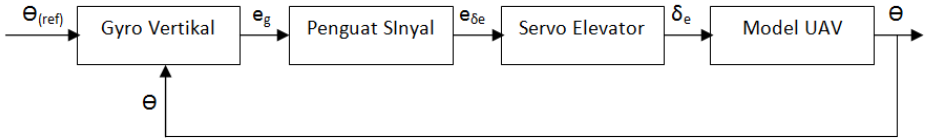
Pesawat ini memiliki model matematika pada modus longitudinal adalah sebagai berikut :

$$\begin{bmatrix} \dot{u}' \\ \dot{\alpha}' \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2083 & 0.4090 & -0.7545 & 0 \\ -1.5493 & -8.0594 & 0.0131 & 0.9843 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 \\ 2.2335 & -18.4711 & -0.0189 & -4.6074 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u' \\ \alpha' \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1.3609 \\ -0.3880 & 0 \\ 0 & 0 \\ -21.7281 & -6.5117 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta e \\ \delta_T \end{bmatrix}$$

Kondisi terbang pada saat model ini dilakukan adalah pada ketinggian 300 meter dengan kecepatan terbang 13 m/s.

3. AUTOPILOT LONGITUDINAL

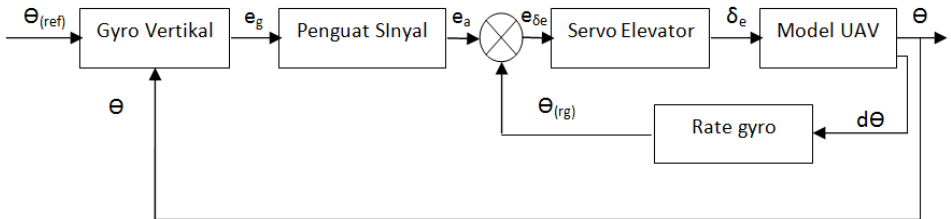
Bentuk sederhana dari sistem autopilot ditunjukkan pada gambar 3-1 berikut:



Gambar 3-1: Autopilot Longitudinal Sederhana

Prinsip kerja sistem autopilot sederhana ini adalah jika pitch pesawat berbeda dengan sudut *pitch* referensi maka sinyal *error* berupa tegangan listrik akan muncul, berikutnya tegangan tersebut dikuatkan oleh penguat sinyal dan diumpungkan ke servo elevator. Servo elevator akan menggerakkan elevator menyebabkan pesawat bergerak mengembalikan sudut pitch kembali ke sudut referensi.

Bentuk lain dari autopilot yang dilengkapi dengan *damper* berdasarkan masukan pitch rate memiliki blok diagram tambahan seperti pada gambar 3-2 berikut :

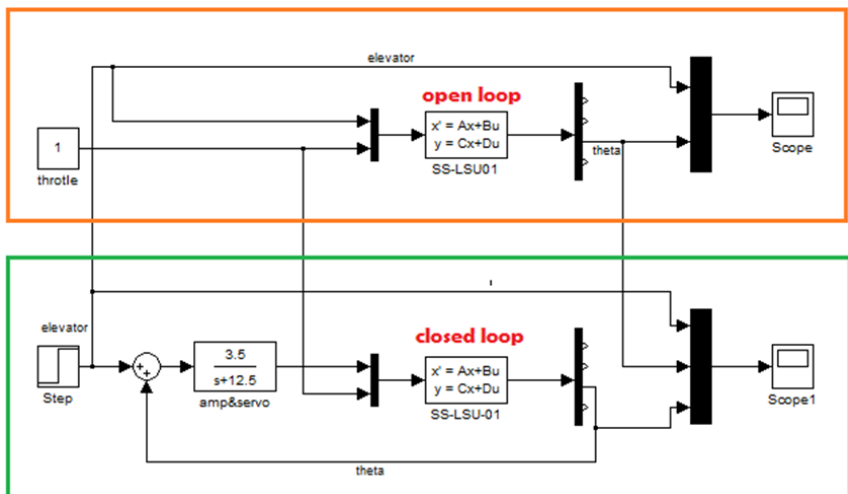


Gambar 3-2 : Autopilot Longitudinal dengan umpan balik rate gyro sebagai *damper*

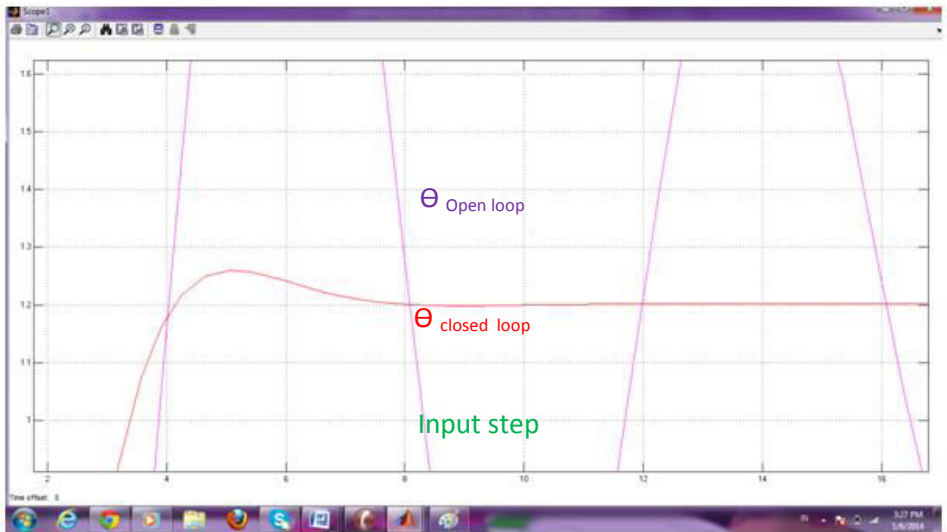
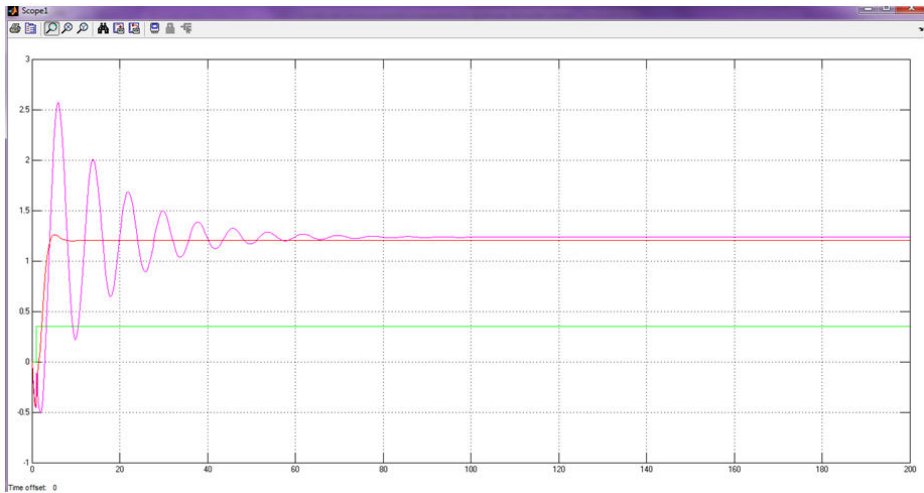
Pada gambar 3-2 terdapat tambahan umpan balik *rate gyro* sebagai bagian dari *damper* untuk memperbaiki redaman short period longitudinal terutama untuk pesawat jenis jet. Kedua model kontrol autopilot longitudinal ini akan dibangun dan disimulasikan untuk dianalisa dan dibandingkan hasilnya.

4. SIMULASI DAN ANALISA DENGAN SIMULINK MATLAB

Dalam membangun blok diagram autopilot longitudinal dipakai software SIMULINK matlab dengan bentuk seperti pada gambar 4-1 berikut :



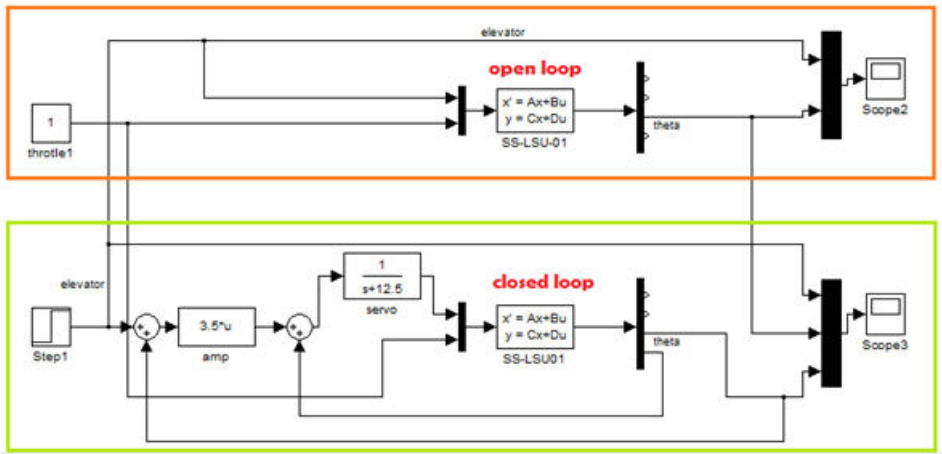
Gambar 4-1 : Blok diagram simulink autopilot longitudinal sederhana



Gambar 4-2 : Hasil Autopilot Longitudinal Sederhana

4.1. Analisa Autopilot Longitudinal Sederhana

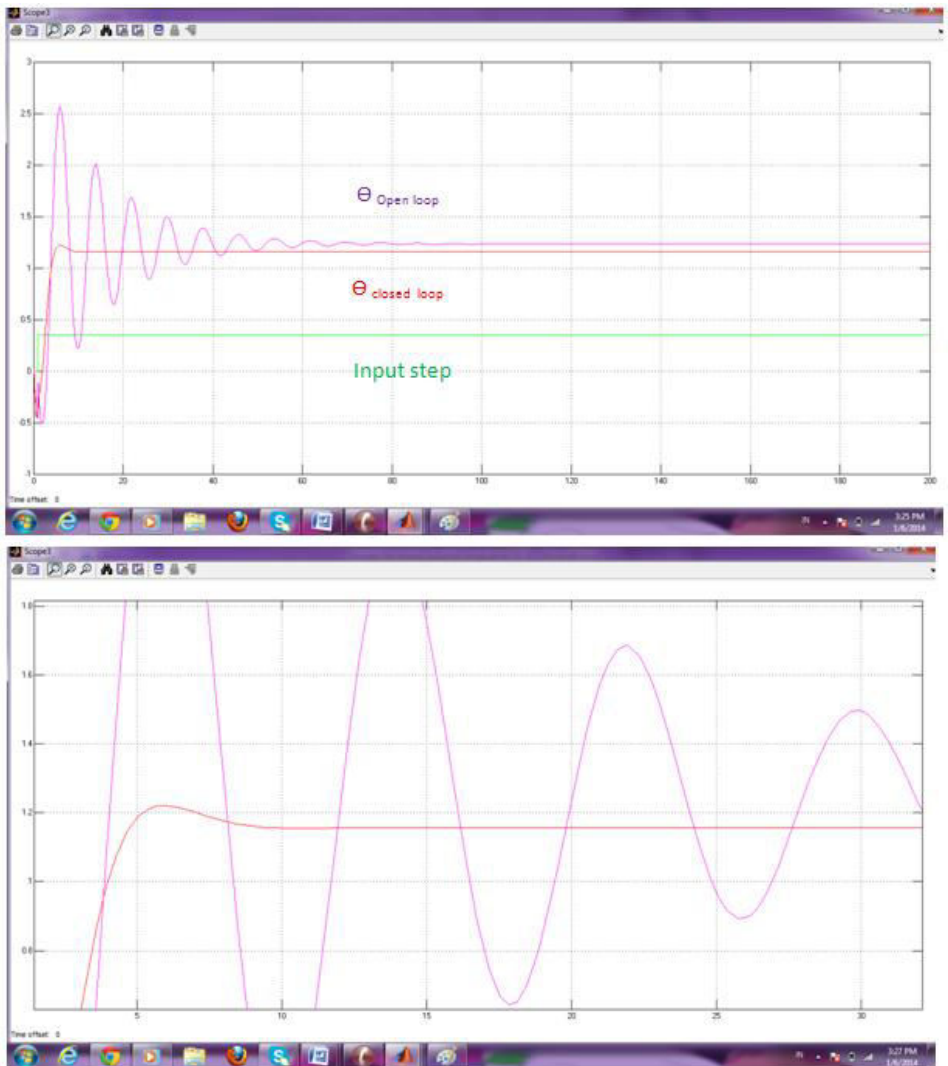
Dari grafik respon umpan balik dan *open loop* terlihat perbaikan kecepatan tanggapan UAV mencapai kondisi *steady* lebih cepat dan maksimal *overshoot* pesawat juga berkurang cukup drastis. Ini dicapai dengan memasukkan gain amplifier sebesar 3.5 atau bisa dikatakan hanya dengan gain proporsional saja sebesar 3.5.



Gambar 4-3 : Blok Diagram Autopilot dengan Umpan balik *pitch rate*

4.2. Analisa autopilot Longidunal dengan Umpan balik *pitch rate*

Pemberian *pitch rate* pada sistem kontrol autopilot untuk jenis LSU 01 apakah cukup signifikan perannya akan kita ketahui dari respon sistem autopilot pada gambar 4-4 berikut.



Gambar 4-4 : Autopilot dengan Umpan Balik *pitch Rate* LSU 01

Ternyata respon dari sistem autopilot dengan umpan balik *pitch rate* hampir sama dengan tanpa *pitch rate*. Maka pilihan yang tepat untuk LSU 01 adalah

pengendalian autopilot tanpa *pitch rate* dan dengan *pitch rate* hampir sama saja. Namun khusus untuk kasus pesawat UAV jet mungkin akan lebih tepat jika diberikan umpan balik *pitch rate* hal ini perlu diuji cobakan untuk penelitian berikutnya dengan jenis pesawat jet.

5. KESIMPULAN

Sistem autopilot longitudinal memperbaiki respon *short period state space* pesawat khususnya dalam mempertahankan sudut *pitch* dengan *overshoot* yang kecil, *rise time* dan *settling time* yang cukup cepat.

DAFTAR PUSTAKA

1. John H. Blakelock, 1965, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, Air Force Institute of Technology; A Willey-Interscience Publication; John Wiley & Sons, Inc. 1965.
2. Budi Eko P, 2013, *Flight Attitude Characteristic Analysis Of LSU-01 Without Control System*, sipetekgan XVII proceeding 2013
3. Girardi, R. M., Rizzi, P. et al, 2005a, "Conceptual design of the aircraft, using calculation methods that provide good estimates, in less time, the parameters that define sebuah aircraft", Report of work, CESAR / ITA, December 20, Brazil
4. ---. 2013, Pesawat nir awak LSU-01, *Stand banner* Hasil litbang Pustekbang, LAPAN, Bogor

PENENTUAN KARAKTERISTIK *EFI* UNTUK PESAWAT NIR AWAK JENIS LSU-05

Oleh :

Atik Bintoro¹
Dede Rahmat²

Abstrak

Pesawat nir awak LSU05 akan menjelajah sejauh 240 km, dengan tinggi jelajah dan lokasi yang relatif berbeda. Sistem propulsi motor bakar piston yang akan digunakan sebagai pembangkit tenaganya, perlu ditambahkan perangkat *Electronic Fuel Injection (EFI)* untuk mengendalikan kelangsungan pembakaran bahan bakar. Melalui metode analitis dan *trade of* diketahui bahwa perangkat *EFI* yang akan digunakan perlu berisi sensor dan aktuator yang terdiri dari sensor : temperatur, tekanan, kelembaban, dan kadar oksigen. Sedangkan aktuator dipakai untuk mengatur pompa stabilitas pasokan bahan bakar, oksigen, dan panas ruang bakar. Sehingga kemampuan torsi mesin 15 Nm pada putaran 6100 rpm, dapat terjaga untuk mengangkat berat pesawat 700 N, dengan baling-baling berdiameter 40 cm untuk torsi sebesar 12,7 Nm, serta putaran mesin 5600 rpm, dengan beban 700 N, diperlukan baling-baling berdiameter 34 cm.

Kata kunci : Pesawat nir awak, LSU05, *EFI*, sensor, aktuator, baling-baling

¹ Peneliti Madya, Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

² Perekayasa Muda, Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

Abstract

LSU05 Unmanned aerial vehicle / UAV will flight 240 km in range, with high and location which difference. The piston propulsion system as power generator necessities Electronic Fuel Injection (EFI) hardware for stabilizes fuel combustion. From analytical and tradeoff method was known that the EFI which will be used has some instrument like sensor and actuator i.e.: temperature, pressure, humidity, and oxygen sensor. The actuator will be used to move stabilizer pump of fuel supply, oxygen, and thermal combustion chamber. So the Performance of torsi machine propulsion in 15 Nm with 6100 rpm can be stabilized to take off with 700N in weight necessities 40 cm diameter of blade, and 5600 rpm with torsi 12,7 Nm, weight 700 N necessities 35 cm diameter of blade.

Key word: UAV, LSU05, EFI, sensor, actuator, blade

1. PENDAHULUAN

LSU-05 adalah pesawat nir awak (*unmanned aerial vehicle / UAV*) yang sedang menjadi obyek penelitian di Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN. Pesawat nir awak ini dirancang bangun untuk berbagai macam keperluan, terutama sebagai kendaraan pembawa muatan dari landasan udara di darat maupun di kapal laut kemudian terbang menuju udara, dan kembali lagi ke landasan udara. Adapun muatan yang dibawa bisa berisi kamera foto, video, peralatan telemetri, maupun sensor elektronik sesuai kebutuhan. Pesawat nir awak LSU-05 diterbangkan menggunakan mesin pembangkit energi, salah satunya dapat berupa mesin jenis motor bakar piston berbahan bakar bensin pertamax. Mesin pembangkit energi ini digunakan untuk memutar propeler LSU-05 yang akan menghasilkan gaya dorong mesin dan gaya angkat sayap, sehingga terbang mewujudkan pencapaian misi. Energi pembangkit motor bakar piston berasal dari konversi energi panas pembakaran bahan bakar menjadi energi kinetik dalam bentuk kerja mekanik gerakan bolak balik piston, yang diteruskan memutar poros engkol sampai ke sistem transmisi berikutnya

yang berfungsi sebagai pemutar propeler. Sedangkan pembakaran bahan bakar di ruang bakar terjadi jika tiga unsur penyebab berlangsungnya pembakaran bertemu dalam waktu yang bersamaan, ketiga unsur tersebut adalah: oksigen, panas dan bahan bakar. Ketiga unsur ini lebih dikenal sebagai segitiga api. Dalam operasional LSU-05, kondisi terbang yang dilalui, tentu dari satu tempat ke tempat yang lain akan berbeda-beda, baik kandungan oksigen di lingkungan terbang, kapasitas aliran bahan bakar, dan panas lingkungan maupun energi panas dari motor bakar. Untuk pengaturan komposisi segitiga api tersebut, diperlukan dukungan peralatan mekanik dan atau sensor elektronik, diantaranya adalah peralatan yang dilengkapi dengan sistem *Elektronic Fuel Injection (EFI)*.

Dari uraian di atas, dapat diketahui bahwa motor bakar piston dengan sistem *EFI* dapat digunakan sebagai pembangkit energi pesawat nir awak LSU-05, dan dapat mempengaruhi capaian misi LSU-05. Oleh karena itu, agar misi dapat terwujud sebaik baiknya, diperlukan penelitian tentang Penentuan karakteristik sistem *EFI* untuk pesawat nir awak jenis LSU-05.

2. TINJAUAN PUSTAKA

2.1. Pengenalan Pesawat Nir-Awak

Pesawat nir awak (*Unmanned Aerial Vehicle / UAV*) merupakan pesawat terbang tanpa pilot yang berada di dalamnya, dan mampu membawa beban muatan, serta dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot maupun oleh dirinya sendiri (*autonomous*) melalui sistem kendali dan kontrol mandiri yang dibenamkan pada badan pesawat, juga dapat kembali ke tempatnya semula untuk digunakan lagi. Pesawat nir awak pada umumnya mempunyai satu kesatuan sistem penerbangan yaitu: landasan pacu penerbangan, pesawat nir awak, terminal data, dan stasion kontrol. Satu kesatuan sistem penerbangan dan contoh pesawat nir awak dapat dilihat pada gambar 2-1 [1,2].



Pesawat nir awak



Terminal data



Landasan pacu penerbangan



Stasiun pengontrol



Gambar 2-1: Kesatuan sistem pesawat nir awak

Sedangkan rudal walaupun mempunyai kesamaan tetapi tetap dianggap berbeda dengan pesawat nir awak, karena rudal tidak dapat digunakan kembali setelah digunakan dan rudal adalah senjata itu sendiri [3]. Pesawat nir awak dapat dimanfaatkan untuk keperluan sipil maupun militer. Untuk keperluan sipil, misalnya dapat digunakan sebagai pembawa racun api pemadam kebakaran

dalam penanggulangan kebakaran, pembawa kamera foto maupun video untuk pemantauan suatu obyek di bawahnya, terutama bagi obyek yang berbahaya jika dipantau dari pesawat berawak. Sedangkan untuk keperluan militer, telah dikenalkan sejak tahun 1950-an sebagai obyek sasaran tembak (*target drone*) dengan mesin turbojet [4,5], kemudian berkembang menjadi pesawat mata-mata pengintai maupun sebagai penyerang pertahanan musuh. Dalam perkembangannya pesawat nir mempunyai berbagai macam misi, baik sipil maupun militer tersebut, sehingga memiliki berbagai macam: bentuk, ukuran, konfigurasi dan karakter, terutama setelah sistem kontrolnya berkembang sedemikian pesat. Sistem kontrol ini meliputi kontrol terhadap: mekanika terbang, posisi dan lokasi penerbangan, maupun kontrol terhadap stabilitas mesin pembangkit tenaga, termasuk yang berjenis motor bakar piston.

Motor Bakar Piston

Komponen utama motor bakar piston terdiri dari silinder, piston, lengan koneksi, dan poros engkol. Silinder berfungsi sebagai tempat pembakaran bahan bakar dan tempat penekanan piston terhadap gas hasil pembakaran, sehingga dapat menghasilkan tekanan untuk menggerakkan piston dalam gerakan bolak balik. Gerakan ini diteruskan oleh lengan koneksi untuk menggerakkan poros engkol dan dirubah menjadi gerakan putar. Menurut keperluan usahanya, motor bakar piston dibagi menjadi dua macam, yaitu [6]:

- Motor bakar piston dua tak

Pada motor bakar piston dua tak, untuk memperoleh satu kali usaha di ruang pembakaran diperlukan dua kali langkah piston, yaitu satu kali langkah ke atas/*ascending stroke* dan satu kali ke bawah/*discending stroke*.

- Motor empat tak

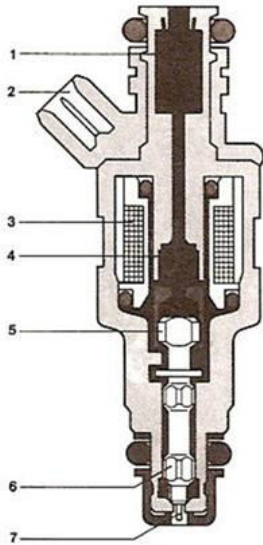
Pada motor bakar piston empat tak, untuk memperoleh satu kali usaha di ruang pembakaran diperlukan empat kali langkah piston, yaitu bergerak dua kali ke atas dan dua kali ke bawah.

Seperti yang telah diketahui bahwa pesawat nir awak sebagai miniatur pesawat terbang, tentu memerlukan sistem propulsi yang andal, agar misinya dapat terwujud sebaik-baiknya melalui pengembangan teknologi propulsi yang

mampu dipakai terbang lebih lama dengan jumlah bahan bakar yang relatif sedikit. Karburator adalah teknologi propulsi terdahulu yang digunakan untuk memasok bahan bakar dari tangki bahan bakar menuju ruang bakar, sekaligus sebagai tempat penyetelan oksigen dari udara luar melalui mekanisme ulir yang relatif tetap tidak berubah ubah, atau dikenal dengan teknologi IMAS (*Idle Mixture Adjusting Screw*). Dalam operasionalnya, motor bakar piston yang digunakan akan mengalami perbedaan lokasi yang dapat mempengaruhi komposisi tiga parameter pembakaran bahan bakar, yaitu: oksigen, bahan bakar dan panas, yang dalam ilmu stokiometri dikenal sebagai nilai perbandingan antara udara dan bahan bakar ($AFR = Air\ Fuel\ Ratio$). Dalam stokiometri dikatakan bahwa jika terdapat 1 gr bahan bakar, maka untuk mendapatkan pembakaran yang sempurna diperlukan sebanyak 14,7 gr oksigen. Sehingga pembakaran sempurna akan terjadi dengan komposisi perbandingan bahan bakar/udara = 1:14,7. Untuk mendapatkan kondisi pembakaran sempurna ini, tentu sangat sulit, terutama pada penerbangan pesawat nir awak yang akan terbang dalam kondisi perbedaan tekanan pada masing-masing lokasi sesuai dengan ketinggian terbang, sehingga komposisi AFR tidak dapat terpenuhi dengan baik. Untuk mengantisipasinya, maka perlu digunakan teknologi *Electronic Fuel Injection* (*EFI*) yang mampu mengatur komposisi udara dan bahan bakar sesuai dengan kebutuhan pembakaran bahan bakar melalui sensor elektronika, dan tidak lagi penyetelan tetap menggunakan ulir seperti pada karburator.

2.2. *Electronic Fuel Injection (EFI)*

Teknologi *EFI* diperkenalkan pertama kali pada tahun 1960-an, digunakan sebagai perangkat sistem propulsi motor bakar piston di mesin mobil oleh sistem analog Bosch Jetronic yang digunakan pada mobil Volvo dan VW. Pada tahun 1970-an sistem L Jetronic diperkenalkan mampu memenuhi regulasi emisi dan mengantisipasi krisis energi, sehingga banyak mobil beralih ke sistem *EFI*, seperti Nissan, Toyota, dan BMW. Sampai saat ini hampir lebih dari 95 % mobil menggunakan teknologi *EFI*. Dari semula yang hanya digunakan untuk mobil, teknologi *EFI* akhirnya juga digunakan untuk sistem propulsi pesawat nir awak.



Keterangan gambar :

1 Tangki bahan bakar, 2 Koneksi elektronik, 3 Selenoid,
4 Pegas penutup, 5 Selenoid, 6 Katup, 7 pentil

Gambar 2-3: Sistem *EFI* [7]

Ketika solenoid bekerja, katup penyemprot bahan bakar terbuka, dan bahan bakar sampai ke ruang bakar. Pengiriman bahan bakar dipompa oleh pompa elektronik dengan tekanan tinggi sampai dengan 40 psi. Aliran bahan bakar dikontrol oleh injektor yang diatur oleh program komputer. Perangkat komputer ini akan menghasilkan sinyal pembuka injektor untuk menentukan lamanya waktu dan jumlah pasokan bahan bakar serta oksigen yang diperlukan berdasarkan data yang telah dibaca oleh sensor. Jenis sensor yang dipasang disesuaikan dengan kebutuhan, misalnya sensor temperatur semacam sensor *Engine Coolant Temperature (ECT)* yang mampu membaca temperatur mesin.



Gambar 2-4: Injektor

Seperti yang telah diketahui bahwa *Electronic Fuel Injection (EFI)*, seperti gambar 2-3, adalah teknologi yang akan memberikan tenaga maksimal namun tetap hemat bahan bakar, melalui sistem pengaturan penyedia bahan bakar dan oksigen secara elektronik agar mampu menyesuaikan dengan kondisi di sekitarnya [7]. Teknologi *EFI* dilengkapi dengan tiga komponen utama yaitu: *Electronic Control Unit (ECU)*, Sensor, dan Aktuator. Sensor berfungsi untuk membaca kondisi lalu melaporkan hasilnya pada *ECU*, kemudian perangkat *EFI* memproses input data dari sensor dan diambil keputusan agar proses dapat berjalan sesuai kebutuhan. Pada umumnya teknologi *EFI* menggunakan katup solenoid sebagai injektor pada level pengukur pengiriman bahan bakar.

Contoh prosesnya adalah *ECT* membaca temperatur mesin, misal mencapai 80 °C, data ini diteruskan ke *ECU* untuk memerintahkan kipas radiator sebagai aktuator untuk mempercepat proses pendinginan [8].

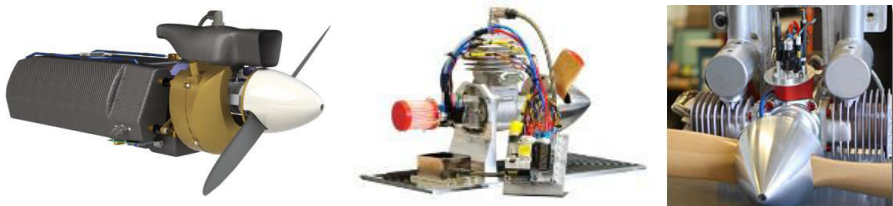
Komponen injektor dapat dilihat pada gambar 2-4. Sedangkan untuk komponen teknologi *EFI* selengkapnya adalah sebagai berikut [9]:

- **Sistem bahan bakar**

Sistem bahan bakar *EFI* terdiri dari tangki bahan bakar, pompa, rel bahan bakar, regulator, injektor dan pipa balik. Bahan bakar dipompa dengan tekanan 40 psi dari tangki bahan bakar yang dikontrol oleh regulator dan dialirkan mengikuti rel bahan bakar. Jika pasokan berlebih, bahan bakar akan kembali ke tangki bahan bakar melalui pipa balik.

- **Pengukur dan pelevel udara**

Sejumlah udara masuk ke mesin dikontrol oleh katup kupu-kupu pada semua lokasi di dalam mesin, dalam bentuk kerongkongan katup penghambat dan diukur oleh level meter. Pengukuran aliran udara dilakukan oleh dua metode, yaitu massa aliran udara dan laju massa jenis. Massa Aliran udara menggunakan pegas beban sirip (*flap*) yang diatur oleh potensiometer atau ikatan kawat pemanas di depan kerongkongan untuk mengindra aliran massa aktual. Untuk sistem laju massa jenis menggunakan *solid state pressure transducer* untuk mengukur tekanan di dalam arah masuk, yang dikombinasikan dengan temperatur udara, rpm, yang secara tidak langsung akan menentukan aliran udara, yang semua itu dikontrol oleh program komputer. Hampir semua teknologi *EFI*, mempunyai enam dasar sensor pengukuran, yaitu: rpm, massa aliran udara, tekanan, posisi kerongkongan katup penghambat, temperatur air dan udara sekitar, serta kandungan oksigen udara. Sedangkan penerapan sistem *EFI* pada mesin propulsi pesawat nir awak dapat dilihat pada gambar 2-5.



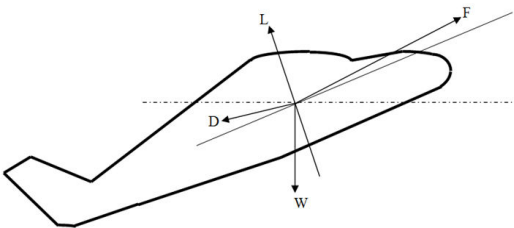
Gambar 2-5 : Sistem Teknologi *EFI* pada pesawat nir awak [2,10,11]

3. METODE PENELITIAN

Penelitian tentang Penentuan Karakteristik Sistem *EFI* untuk pesawat nir awak jenis LSU-05, dilakukan berdasarkan metode analitis terhadap perhitungan persamaan gaya dorong dari mesin motor bakar piston, dan *trade of* terhadap beberapa jenis perangkat *EFI* untuk pesawat nir awak.

3.1. Gaya dorong motor bakar piston

Gaya dorong yang diperlukan untuk mendorong pesawat nir awak agar bisa terbang memenuhi misi tertentu adalah gaya dorong yang dapat dibangkitkan oleh sistem propulsi pesawat tersebut. Demikian juga yang dimaksud dengan daya dorong, adalah juga daya yang mampu dibangkitkan oleh pesawat nir awak itu sendiri. Gaya dan daya dorong untuk pesawat nir awak LSU-05 berasal pembangkit tenaga motor bakar piston untuk menggerakkan propeler. Persamaan gaya dan daya dorong ini dapat diturunkan dari persamaan gerak pesawat terbang yang diuraikan pada gambar 3-1, dan seperti pada persamaan di bawah ini.



Gambar 3-1: Gaya-gaya pada pesawat terbang

Dari gambar 3-1 dapat diketahui hubungan masing-masing gaya yang terjadi adalah [12]:

$$P = m \frac{dC}{dt} \dots\dots\dots (1)$$

$$T = m \frac{C^2}{rc} \dots\dots\dots (2)$$

Untuk kondisi terbang horizontal pada kecepatan konstan, gaya dorongnya adalah:

$$F = D = \frac{1}{2} \rho_o C_o^2 S C_D = q_o S C_D \dots\dots\dots (3)$$

$$W = L = \frac{1}{2} \rho_o C_o^2 S C_L = q_o S C_L \dots\dots\dots (4)$$

$$q_o = \frac{1}{2} \rho_o C_o^2 \quad \text{dan} \quad C_l = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho C_o^2 S} \dots\dots\dots (5)$$

Sedangkan daya dorong pada ketinggian tertentu, berlaku :

$$N_R = \frac{1}{(C_L^{3/2} / C_D)} \sqrt{\frac{2W^3}{\rho_o S}} \dots\dots\dots (6)$$

Dengan :

P = jumlah gaya gaya sejajar lintasan terbang, T = jumlah gaya gaya tegak lurus lintasan terbang, C = kecepatan terbang, m = massa pesawat terbang, rc = radius lengkung lintasan, ρ_o = massa jenis udara, C_o = kecepatan terbang, S = Luas bidang pesawat, q_o = tekanan dinamik, C_L = koefisien gaya angkat, C_D = koefisien gaya hambat

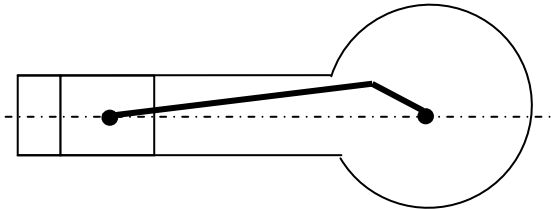
Berdasarkan persamaan 1 sampai dengan 6, akan diperoleh besarnya gaya dan daya dorong pesawat terbang nir awak. Hasil dari persamaan ini digunakan untuk menentukan besarnya pasokan bahan bakar yang diperlukan untuk membangkitkan tenaga sebesar gaya dan daya dorong tersebut. Untuk motor bakar piston yang akan digunakan sebagai mesin pembangkit tenaga pesawat nir awak LSU-05, yang selanjutnya dipakai untuk memutar propeler. Besarnya gaya dorong motor bakar piston ini seperti pada gambar 3-2, adalah [13]:

Gaya piston karena gerakan *reciprocating* adalah:

$$F_{rec} = -m_1 a \dots\dots\dots (7)$$

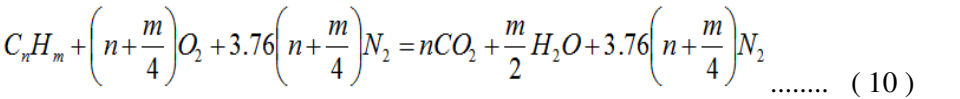
$$F_{rec} = -m_1 r \omega^2 \left(\cos \theta + \frac{r}{t} \cos \theta \right) \dots\dots\dots (8)$$

Karena di dalam silinder piston juga terdapat gaya akibat tekanan gas F_p , maka resultan gayanya adalah : $F_R = F_{rec} + F_p \dots\dots\dots (9)$



Gambar 3-2 : Sistem piston

Untuk menghasilkan gaya seperti apad persamaan 9, maka diperlukan pembakaran bahan bakar C_nH_m , kesetimbangan stokiometrinya adalah :



Torsi yang dihasilkan piston pada gaya F dan jari-jari r adalah :

$$T_R = Fr \dots\dots\dots (11)$$

Sedangkan daya piston, dengan A luas sapuan sudu, V kecepatan translasi, adalah :

$$P_R = \frac{C}{2} \rho V^3 A \dots\dots\dots (12)$$

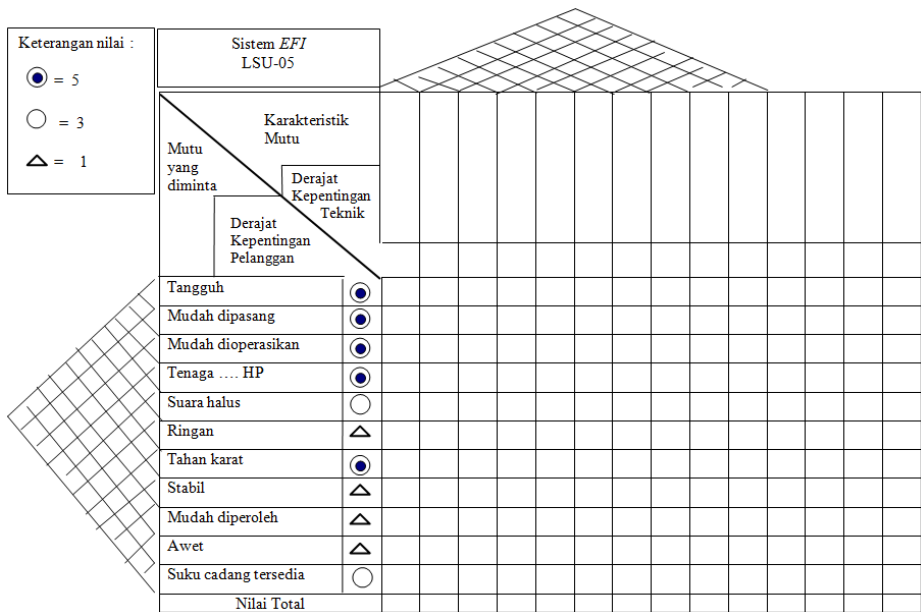
Hubungan antara Daya piston, Torsi dan putaran n mesin, dan adalah :

$$P_R = Tn \dots\dots\dots (13)$$

dengan :

$$V = \pi d n, \text{ dan } d = 2r$$

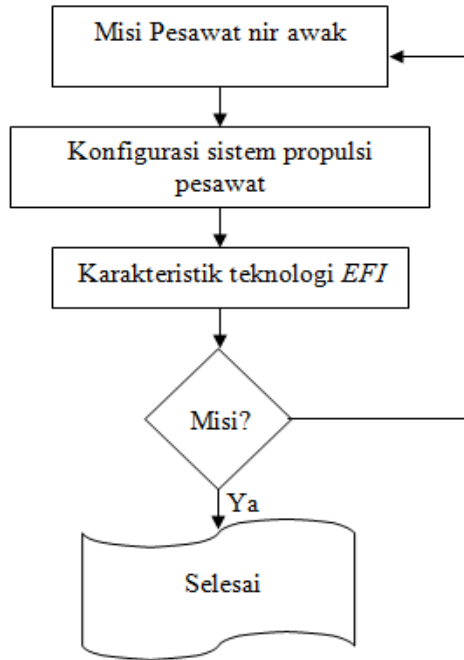
3.2. Trade of Pemilihan Teknologi *EFI*



Gambar 3-3: Rumah mutu

Trade of merupakan salah satu metode pemilihan yang dilakukan untuk mendapatkan obyek pilihan atas beberapa pertimbangan yang saling berkaitan, sehingga diperoleh pilihan yang tepat, misalnya dalam hal memilih sistem *EFI* untuk motor bakar piston pada pesawat nir awak LSU-05. Sebagai alat bantu nya dapat digunakan tabel rumah mutu [14] seperti pada gambar 3-3.

3.3. Prosedur Penentuan Karakteristik Sistem *EFI*



Gambar 3-3: Prosedur Penentuan Karakteristik Sistem *EFI*

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Konfigurasi Pesawat Nir Awak LSU-05



Gambar 4-1: Pesawat nir awak LSU-05 [15]

Tabel 4-1
Spesifikasi Pesawat nir awak LSU-05

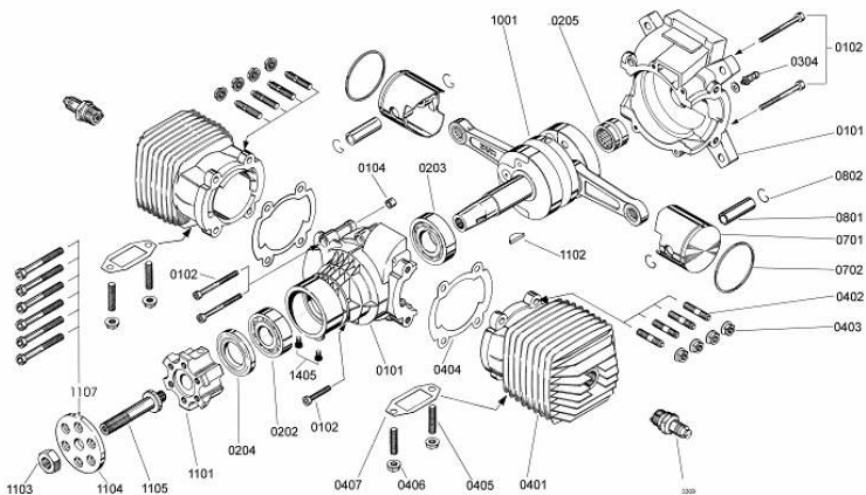
Komponen	Spek
Rentang sayap	3,50 m
Panjang	4,10 m
Tinggi	1,13 m
MTOW	77,00 kg
Berat kosong	31,00 kg
Berat bahan bakar	15,00 kg
Jarak jelajah	240,00 km
Ketahanan terbang	8,00 jam

4.2. Data Sistem Propulsi

Tabel 4-2
Spesifikasi mesin motor bakar piston Pesawat nir awak LSU-05

Komponen	Spesifikasi
Lubang silinder	42 mm
Ukuran piston	42 mm
Berat motor utama	3100 gr
Berat unit pembakaran	270 gr
Tenaga yang dihasilkan	14 HP/6400 rpm 11 HP/6000 rpm
Torsi maksimum	15 Nm /6100 rpm 12,7 Nm/5600 rpm
Jenis Bahan bakar	95 Oktan
Pelumas	Pelumas : Petrol = 1:40
Putaran mesin	1000 – 7500 rpm
Perbandingan FAR	1:14,7
Sistem Pengapian	Karburator

Sedangkan mesin dan bagian-bagiannya yang akan digunakan untuk pesawat nir awak LSU05, dapat dilihat pada gambar 4-2



Gambar 4-2 : Mesin Pesawat nir Awak LSU05, dan bagian-bagiannnya [16]

4.3. Hasil Perhitungan, *Trade of* Pemilihan Teknologi *EFI* dan Pembahasan

Berdasarkan data konfigurasi pesawat nir awak LSU05, Spesifikasi mesin motor bakar piston yang akan digunakan sebagai mesin pesawat LSU05, prosedur penentuan karakteristik mesin pesawat LSU05 dan persamaan gaya dan daya yang dihasilkan oleh mesin dan pesawat, maka diperoleh hasil sebagai berikut : Untuk Torsi mesin 15 Nm pada putaran 6100 rpm, jika digunakan untuk mengangkat berat pesawat nir awak LSU05 sebesar 70 kg atau sekitar 700 N, diperlukan baling-baling pesawat berdiameter 40 cm. Sedangkan untuk kerja Torsi sebesar 12,7 Nm pada putaran mesin sebesar 5600 rpm, jika juga digunakan untuk mengangkat beban 700 N, diperlukan baling-baling yang berdiameter 34 cm. Dalam operasionalnya, pengangkatan beban ini diperlukan tenaga yang berasal konversi energi panas dari pembakaran bahan bakar menjadi energi mekanik gerakan piston, sampai dengan putaran mesin yang diteruskan menjadi putaran baling-baling pesawat nir awak tersebut. Tenaga yang berasal dari hasil pembakaran bahan bakar, besar kecilnya juga tergantung pada pasokan panas sistem pembakar mula, aliran bahan bakar dan oksigen dari udara luar. Ketiga faktor ini, apabila mesin hanya menggunakan sistem karburator sebagai pendukung terjadinya pembakaran yang baik, maka nilai FAR ideal yaitu 1:14,7 akan sulit didapatkan, apalagi untuk penerbangan dengan jelajah 240,00 km pada ketinggian sekitar 1000 m. Pada kondisi ini dimungkinkan akan terjadi berbagai macam kondisi lingkungan yang berbeda beda, baik menyangkut tekanan, kelembaban, temperatur udara, maupun komposisi oksigen. Perbedaan tekanan udara yang tajam, akan dapat mempengaruhi aliran bahan bakar dari tangki ke karburator, apalagi jika tangki bahan bakar merupakan sistem tertutup, sehingga akan member tekanan dan aliran bahan bakar bisa semakin kencang. Kelembaban dan temperatur udara dapat menyebabkan bahan bakar tidak mudah terbakar, apalagi jika udaranya relatif banyak mengandung air. Sedangkan kadar oksigen yang terlalu sedikit juga akan mempersulit terjadinya pembakaran di ruang bakar. Oleh karena itu agar kondisi yang berubah-ubah selama pesawat nir awak terbang menjelajah

wilayahnya, perlu dipasang sistem *Electronic Fuel Injection (EFI)* yang berisi beberapa sensor dan aktuator yang mampu mengendalikan berbagai macam kondisi, sehingga pembakaran bahan bakar dapat berjalan sebaik-baiknya. Peralatan *EFI* yang dimaksud perlu dilengkapi dengan beberapa sensor dan aktuator yang terdiri dari sensor : temperatur, tekanan, kelembaban, kadar oksigen, dan aktuator yang mengatur pompa untuk menjaga pasokan bahan bakar, pencampuran komposisi oksigen, menjaga panas ruang bakar, dan lain-lain.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan uraian di atas, dapat disimpulkan sebagai berikut :

- Sistem propulsi motor bakar piston dari pesawat nir awak LSU05 yang akan menjelajah sejauh 240 km, dengan tinggi jelajah, dan lokasi yang relatif berbeda perlu ditambahkan perangkat *Electronic Fuel Injection (EFI)* sebagai pengendali keberlangsungan pembakaran bahan bakar.
- Perangkat *EFI* yang akan digunakan perlu berisi sensor dan aktuator yang terdiri dari sensor : temperatur, tekanan, kelembaban, kadar oksigen, dan aktuator yang mengatur pompa untuk menjaga pasokan bahan bakar, pencampuran komposisi oksigen, serta menjaga panas ruang bakar, dan lain-lain.
- Untuk Torsi mesin 15 Nm pada putaran 6100 rpm, jika digunakan mengangkat berat pesawat nir awak LSU05 sekitar 700 N, diperlukan baling-baling pesawat berdiameter 40 cm. Sedangkan untuk kerja Torsi sebesar 12,7 Nm pada putaran mesin sebesar 5600 rpm, jika digunakan untuk mengangkat beban 700 N, diperlukan baling-baling yang berdiameter 34 cm.

DAFTAR PUSTAKA

1. <http://www.uavfactory.com/product/74>, 29 November 2013
2. Pesawat nir awak LSU-03, *Stand banner* Hasil litbang Pustekbang, LAPAN, Bogor
3. http://id.wikipedia.org/wiki/Pesawat_tanpa_awak, November 2013
4. Jeffrey M. Stricker, 1996, *Gas Turbines, Tactical Missile Propulsion*, Volume 170, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Virginia
5. Atik Bintoro, Winardi Sani, 2013, *Performance Analysis of Turbojet for LAPANs UAV*, International Seminar of Aerospace Science and Technology, LAPAN, Tangerang, Indonesia.
6. ocw.usu.ac.id/course/.../tep.202_handout_motor_bakar_piston.pdf
7. http://performancefuelsystems.com/FuelInjectors_TechCorner.htm
8. <http://www.kawanlama.com/tip/523-mengenal-teknologi>
9. <http://www.sdsefi.com/techtheo.htm>
10. <http://www.currawongeng.com/fuel.php>
11. <http://www.cloudcaptech.com/efi.shtm>
12. Wiranto Arismunandar, 2002, Pengantar turbin gas dan motor propulsi, Penerbit ITB, Bandung
13. SP Sen, 1978, Internal Combustion Engine, Khanna Publishers, Delhi
14. David G Ullman, 1997, “ *The Mechanical Design Process*”, Mc. Graw-Hill, Inc, New York
15. ---. 2013, Pesawat nir awak LSU-05, *Stand banner* Hasil litbang Pustekbang, LAPAN, Bogor
16. ---, Operating instructions MVVS 116 IRS No : 33010, MVVS, Brno, Czech Republic

ANALISA LINTASAN TERBANG ROKET KOMURINDO 2013 DENGAN METODE NUMERIK

Oleh

Dana Herdiana*, Teuku M. Ichwanul H*

Abstrak

Telah dilakukan perhitungan dengan menggunakan metode numeric lintasan terbang untuk roket Komurindo 2013 yang kemudian hasilnya dianalisis. Perhitungan dilakukan dengan memvariasikan sudut elevasi dari 65, 70, 75, dan 80 degree serta menginputkan kondisi kecepatan angin. Hasil perhitungan ditampilkan dalam bentuk grafik dengan dua kondisi dimana roket tanpa parasut dan roket dengan parasut. Dari perhitungan tersebut diperoleh lintasan terbang dengan roket tanpa parasut dan roket dengan parasut.

Kata kunci : Lintasan terbang, roket, elevasi, parasut.

Abstract

Calculation has been performed using numerical methods for rocket trajectory fly KOMURINDO 2013, then the results are analyzed. The calculation is done by varying the angle of elevation of 65, 70, 75, and 80 degree wind speed and input conditions. The results of the calculation are displayed in graphical form with two conditions in which the rocket without a parachute and a rocket with a parachute. From these calculations obtained trajectory to fly with a rocket without a parachute and a rocket with a parachute.

Keyword : trajectory, rocket, elevation, chute.

* Peneliti di Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

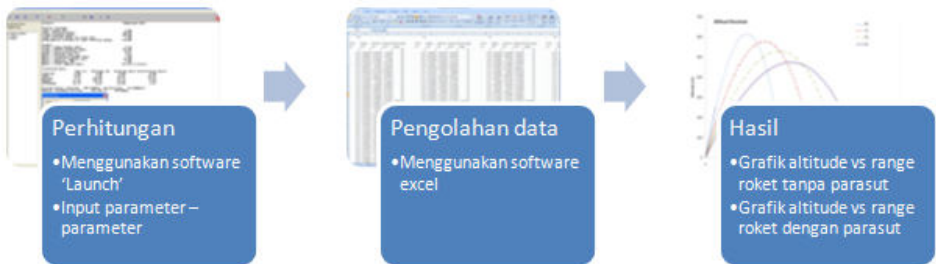
1. PENDAHULUAN

Pada perancangan sebuah roket diperlukan konfigurasi yang tepat untuk menghasilkan roket yang mampu mencapai pada targetnya. Dengan konfigurasi yang berbeda antara diameter bawah dan atas, diharapkan mampu untuk menuju sasaran yang sudah ditargetkan. Roket ini dirancang untuk perlombaan uji muatan (*payload*) buat para mahasiswa yang ingin berkreasi dalam buat muatan yang akan diterbangkan sehingga memperoleh data-data yang diharapkan. Nama dari roket ini adalah roket uji muatan dan nama perlombaannya adalah komurindo (kompetisi muatan dan roket Indonesia) yang acaranya dilaksanakan tahun 2013.

Roket yang digunakan adalah berjenis balistik yang memiliki lintasan terbang satu arah sehingga dibutuhkan lintasan terbang yang akurat untuk mencapai sasaran. Untuk itu diperlukan analisis lintasan terbang roket ini agar dapat menghasilkan perhitungan yang akurat dan tepat sasaran. Tujuan dari penelitian ini untuk memperoleh perhitungan lintasan terbang dari roket Komurindo 2013 baik itu roket tanpa parasut maupun roket dengan parasut dan hasil tersebut dianalisis sehingga menghasilkan kesimpulan untuk wilayah aman dalam pelaksanaan peluncuran.

2. METODE

Metode penelitian yang dilakukan adalah metode numeric dengan menggunakan *software* untuk menghitung lintasan terbang sebuah roket. *Software* yang digunakan adalah *Launch* dan *excel*. Prosesnya adalah dengan menginputkan parameter – parameter yang berpengaruh dalam perhitungan lintasan terbang seperti kecepatan angin yang diset pada 5 m/s, variasi sudut serang, *thrust history*, dan lain-lain. Setelah menginputkan parameter tadi maka diperoleh hasil lintasan terbang pada kondisi sudut elevasi tertentu. Kemudian data-data yang diperoleh dari hasil hitungan dengan *software* tadi di *convert* ke *excel* untuk mendapatkan grafik lintasan terbang yang telah dihitung tadi. Untuk mengetahui proses perhitungan lintasan terbang roket dapat di lihat *pada flow chart* berikut :



Gambar 2-1 : *Flow chart* proses perhitungan

3. DASAR TEORI

Jika suatu benda bergerak dengan kecepatan awal v_o yang membentuk sudut θ terhadap sumbu x . Benda ini mengalami percepatan gravitasi sebesar $-g$ (ke arah sumbu y negatif). Kecepatan awal benda dapat diuraikan menjadi komponen x dan y , yaitu $v_{ox} = v_o \cos \theta$ dan $v_{oy} = v_o \sin \theta$. Gerak benda sekarang dapat dianalisa sebagai gerak dengan kecepatan konstan pada arah x dan gerak dengan percepatan konstan pada arah y .

$$x(t) = v_{ox}t$$

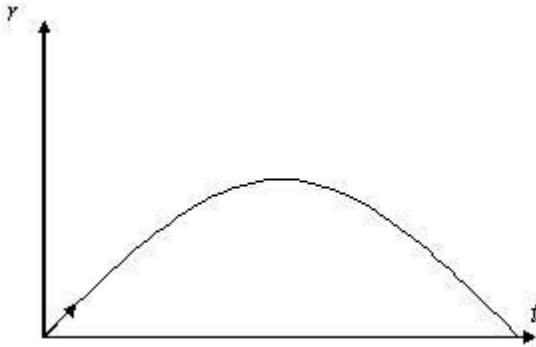
$$y(t) = v_{oy}t - \frac{1}{2}gt^2$$

Kecepatan benda pada arah x tetap yaitu $v_x(t) = v_{ox}$, sedangkan kecepatan benda pada arah y berubah sebagai $v_y(t) = v_{oy} - gt$. Begitu sebaliknya. Besar kecepatan benda diberikan oleh

$$v(t) = \sqrt{v_x(t)^2 + v_y(t)^2}$$

$$x = \frac{v_{oy}v_{ox}}{g} \pm \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4v_{oy}^2v_{ox}^2}{g^2}}$$

$$x = \frac{2v_{oy}v_{ox}}{g} = \frac{v_o \sin 2\theta}{g}$$

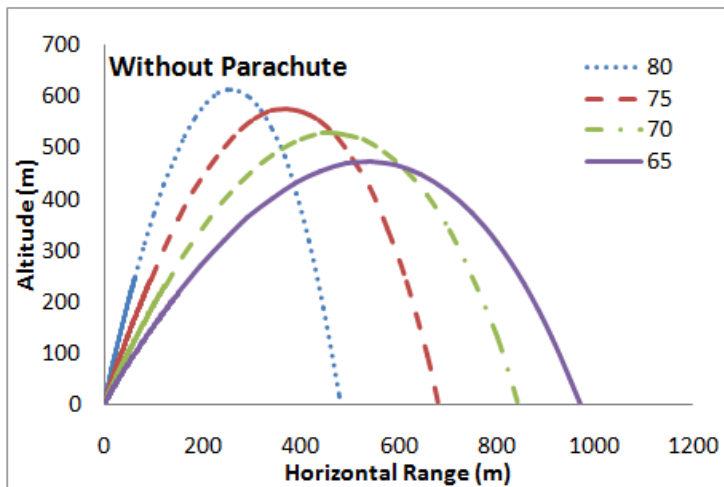


Gambar 3-1 : Posisi benda jatuh

Posisi terjauh benda, yaitu posisi ketika benda kembali memiliki posisi $y = 0$, dapat diperoleh dengan mencari akar pers.

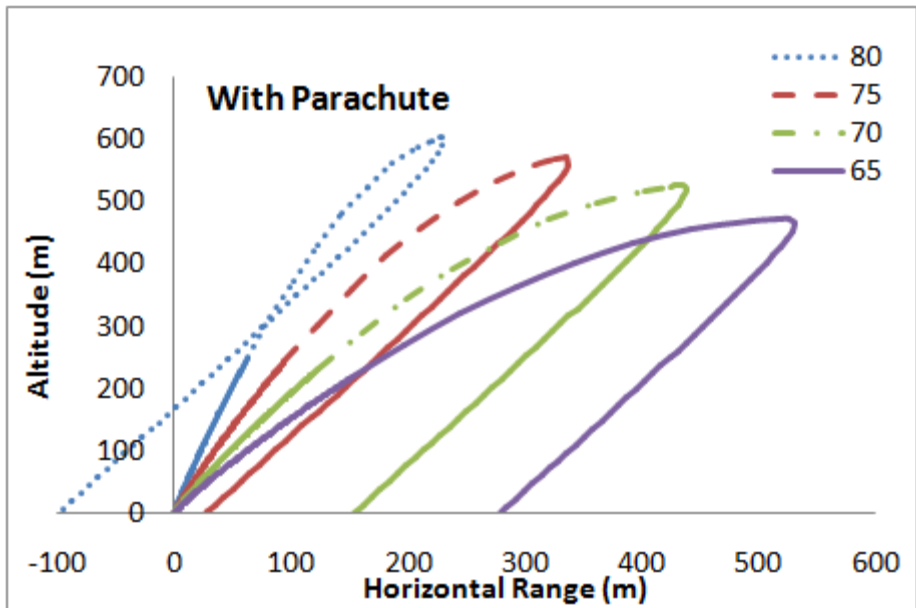
4. **HASIL DAN PEMBAHASAN**

Hasil yang diperoleh ditampilkan dalam bentuk grafik di bawah ini.



Gambar 4-1 : Lintasan terbang roket tanpa parasut

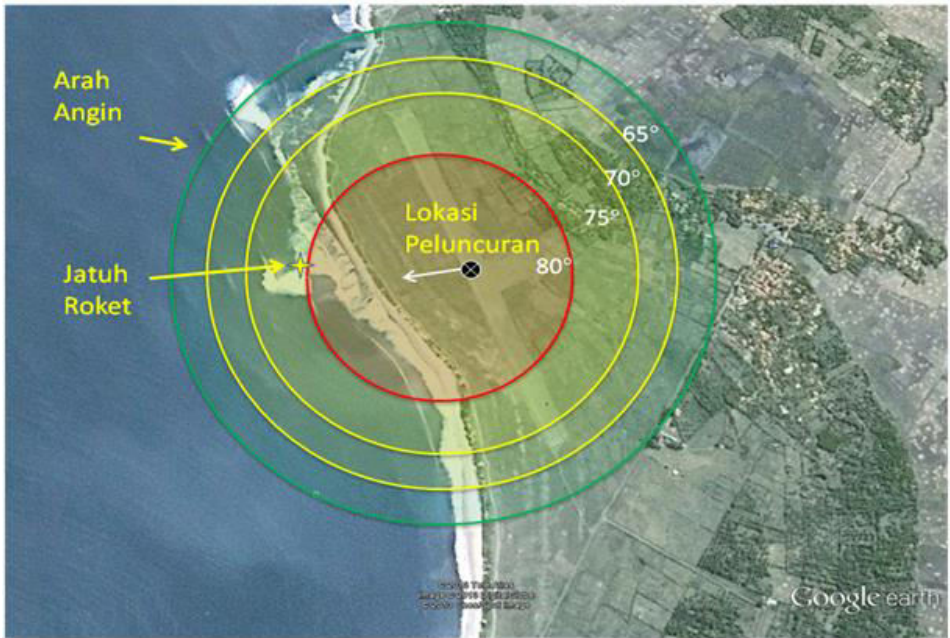
Dari gambar 4-1 dapat dilihat bahwa dengan sudut elevasi 80 derajat dan dengan kondisi kecepatan angin yang sama yaitu 5 m/s dan arah peluncuran yang sama maka jatuhnya roket tanpa parasut akan jatuh lebih dekat dengan lokasi peluncuran dibanding dengan sudut elevasi yang lebih kecil yaitu 75, 70, dan 65 derajat. Tetapi untuk ketinggian dengan sudut elevasi 80 derajat akan lebih tinggi dibanding dengan sudut 75, 70, dan 65 derajat.



Gambar 4-2 : Lintas terbang roket dengan parasut.

Di gambar 3 terlihat bahwa dengan kondisi kecepatan angin 5 m/s dan arah peluncuran yang sama, jatuhnya roket dengan parasut pada sudut elevasi 80 derajat dan arah angin berlawanan dengan arah peluncuran akan melewati lokasi peluncuran sekitar 100 m di belakang lokasi peluncuran. Begitu juga dengan sudut elevasi 75 derajat jatuhnya roket mendekati lokasi peluncuran tetapi berada sekitar 30 m di depan lokasi peluncuran. Kemudian untuk sudut elevasi yang lebih kecil dari 75 derajat yaitu 70 dan 65 maka jatuhnya roket dengan

parasut akan semakin jauh dari lokasi peluncuran karena ketinggian dari sudut 65 dan 70 lebih rendah di banding dengan sudut elevasi 75 maupun 80.



Gambar 4-3 : Wilayah jatuhnya roket atau *payload* parasut dengan perbedaan sudut elevasi

Dari gambar 4-3 menunjukkan wilayah dari jatuhnya roket dimana adanya radius pembatasan di sekitar lokasi peluncuran dengan perbedaan sudut elevasi. Peluncuran pada gambar dilakukan dengan sudut elevasi 80 dan arah angin berlawanan arah dengan arah peluncuran. Jadi bisa dilihat untuk wilayah *zona* aman jika dilakukan peluncuran dengan sudut elevasi 80 yang ditandai dengan garis warna merah sehingga untuk para penonton dan pengunjung agar menghindari wilayah dengan garis warna merah.

5. KESIMPULAN

Dari hasil perhitungan dan analisis di atas dapat disimpulkan bahwa :

- Jika sudut elevasi semakin besar maka jarak *horizontal* jatuhnya roket akan makin mendekati lokasi peluncuran. Demikian juga dengan roket membawa parasut.
- Jika peluncuran roket diarahkan berlawanan arah angin maka jatuhnya roket akan semakin jauh dari lokasi peluncuran dan jika peluncuran roket diarahkan searah arah angin maka jatuhnya roket akan mendekati lokasi peluncuran.
- Untuk wilayah aman dalam hal ini adalah penonton, maka dianjurkan untuk tidak melintasi jarak jatuh dari roket tanpa parasut atau roket dengan parasut dan itu tergantung pada arah angin.

UCAPAN TERIMA KASIH

Terimakasih disampaikan kepada bp. Agus Aribowo - Kepala Bidang Teknologi Aerodinamika, dan bp. Atik Bintoro - Peneliti senior Pustekbang LAPAN, yang telah membantu dan membina dalam penelitian ini, sehingga dapat diselesaikan dengan baik.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anderson, J. D. Jr., 2010. *Fundamentals of Aerodynamics*. Fifth Edition. McGraw-Hill, New York
2. Wheelon, A.D., 1959. *Free Flight of a Ballistic Missile*. ARS Journal, pp.915-926
3. Doherr, Karl-Friedrich, 2002, *Parachute Flight Dynamics and Trajectory Simulation*, University of St. Louis, Germany
4. http://my.execpc.com/~culp/rockets/rckt_sim.html
5. http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/systems/Lab_Notes/traj.pdf

PERANCANGAN PARASUT UNTUK PAYLOAD PADA ROKET KOMURINDO 3013

Oleh

Dana Herdiana*

Abstrak

Telah dilakukan perancangan parasut untuk payload yang akan di pakai pada roket Komurindo 2013. Kebutuhan payload yang akan di *recovery* dengan parasut mempunyai berat 1 kg. Parasut yang dirancang diharapkan dapat memperlambat jatuhnya *payload* dengan perlambatan (*descent*) sekitar 6 m/s. Nilai *descent* terpenuhi pada dimensi rancangan parasut dengan diameter bentangan 123 cm, diameter *canopy* , panjang tali 81 mm, jumlah *gore* 12.

Kata kunci : payload, parasut, *canopy*, *descent*, *gore*.

Abstract

Has been to design a parachute to the payload that will be used on the rocket KOMURINDO 2013. Payload needs to be recovered by parachute has a weight of 1 kg. Parachute designed to slow the fall of the payload is expected to slowdown (descent) of about 6 m / s. Value descent parachute design dimensions are met on a stretch of 123 cm diameter, canopy diameter, 81 mm length of rope, the amount of gore 12.

Keyword : payload, chute, canopy, descent, gore.

* Peneliti di Pusat Teknologi Penerbangan - LAPAN

1. PENDAHULUAN

Dalam pengembangan suatu teknologi khususnya pada bidang peroketan yang semakin hari semakin canggih. Pada umumnya dalam sebuah perancangan roket terdapat komponen – komponen roket yang penting seperti payload yang harus diselamatkan, untuk itu perlu diketahui bagaimana cara menyelamatkan komponen tersebut. Cara untuk menyelamatkan komponen tersebut yaitu dengan *system recovery*. *System recovery* yang digunakan adalah parasut.

Parasut terdiri dari dua jenis yaitu parasut yang bisa dikendalikan dan tidak dikendalikan. Parasut yang dipakai adalah parasut yang tidak dikendalikan, bentuk dari parasut jenis ini ada dua macam yaitu bentuk plat dan hemisphere. Maka perlu dilakukan penelitian untuk merancang sebuah parasut jenis hemisphere yang mampu menghambat jatuhnya payload secara perlahan dan aman. Untuk itu dirancanglah sebuah parasut yang mampu menghambat berat payload sekitar 1 kg. Dalam perancangan parasut ini dibatasi parameter – parameter dari kemampuan roket tersebut meluncur. Parameter tersebut adalah ketinggian dan dimensi ruang untuk parasut pada roket. Adapun tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui dimensi parasut yang cukup untuk menahan kecepatan jatuh muatan dengan berat muatan sekitar 1 Kg. dimensi yang akan diketahui adalah diameter canopy dan panjang tali.

2. METODE PERANCANGAN

Metode perancangan yang digunakan adalah analitik dan numeric. Perhitungan dilakukan dengan analitik dimana menghitung diameter canopy, drag dan perlambatan/kecepatan turun menggunakan persamaan yang sudah ada. Hasil perhitungan digunakan *software excel* untuk memperoleh grafik. Selain *software excel* digunakan juga *software* dengan nama *rocketry tool* untuk membandingkan hasil dari analitik dengan *software* tersebut. Prosesnya dengan menginput data kecepatan turun/perlambatan, kecepatan angin, sudut elepasi dan berat dari *payload* sehingga diperoleh dimensi dari parasut yang sesuai dengan kebutuhan.

3. TINJAUAN PUSTAKA

Dasar – dasar teori yang digunakan dalam melakukan perancangan adalah teori untuk menghitung besarnya diameter *canopy* dari parasut dan *trajectory* dari jatuhnya parasut. Teori yang digunakan adalah persamaan untuk mencari Cd .

$$Cd = \frac{2Wt}{Ve^2 \cdot So \cdot \rho}$$

Wt : Berat *total body* & parasut
 Ve : Kecepatan
 ρ : *Density*
 S : Luas permukaan *canopy* parasut

$$Cd = \frac{Fd}{P \cdot A}$$

Fd : *Drag force*
 P : Tekanan dinamik
 A : *Area cross sectional body*

Perbedaan *drag* yang dihasilkan antara parasut yang berbentuk *hemisphere* dan semi *ellips*, tidak terlalu signifikan. Berdasarkan analisis struktur dimana *aspec ratio* yang terbaik untuk distribusi tekanan pada canopinya adalah $b/a = 0.707$.

$$D = \sqrt{(8 \cdot m \cdot g) / (\pi \cdot \rho \cdot Cd \cdot V^2)} \text{ atau dengan}$$

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot x \cdot S}{\pi}}$$

$$V = \sqrt{(8 \cdot m \cdot g) / (\pi \cdot \rho \cdot Cd \cdot D^2)}$$

3.1. Teori untuk *trajectory* parasut

Jika suatu benda bergerak dengan kecepatan awal v_o yang membentuk sudut θ terhadap sumbu x . Benda ini mengalami percepatan gravitasi sebesar $-g$ (ke arah sumbu y negatif). Kecepatan awal benda dapat diuraikan menjadi komponen x dan y , yaitu $v_{ox} = v_o \cos \theta$ dan $v_{oy} = v_o \sin \theta$. Gerak benda sekarang dapat dianalisa sebagai gerak dengan kecepatan konstan pada arah x dan gerak dengan percepatan konstan pada arah y .

$$x(t) = v_{ox}t$$

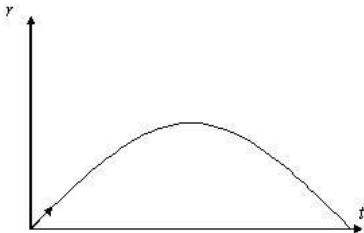
$$y(t) = v_{oy}t - \frac{1}{2}gt^2$$

Kecepatan benda pada arah x tetap yaitu $v_x(t) = v_{ox}$, sedangkan kecepatan benda pada arah y berubah sebagai $v_y(t) = v_{oy} - gt$. Begitu sebaliknya. Besar kecepatan benda diberikan oleh

$$v(t) = \sqrt{v_x(t)^2 + v_y(t)^2}$$

$$x = \frac{v_{oy}v_{ox}}{g} \pm \frac{1}{2} \sqrt{\frac{4v_{oy}^2v_{ox}^2}{g^2}}$$

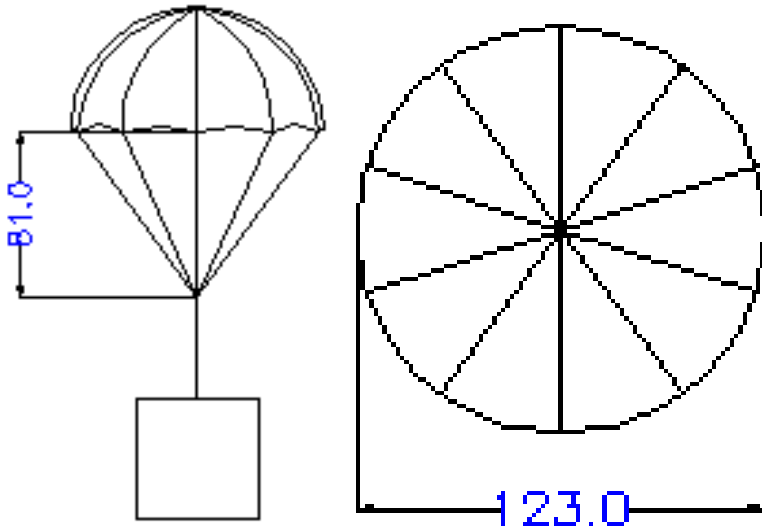
$$x = \frac{2v_{oy}v_{ox}}{g} = \frac{v_o \sin 2\theta}{g}$$



Posisi terjauh benda, yaitu posisi ketika benda kembali memiliki posisi $y = 0$, dapat diperoleh dengan mencari akar persamaan.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Telah dilakukan perhitungan dengan analitik dan numeric sehingga hasilnya ditampilkan dalam bentuk gambar, tabel dan grafik. Berikut merupakan rancangan parasut yang dapat menghambat jatuhnya *payload* sebesar 1 kg dengan perlambatan sebesar 6 m/s.



Gambar 4-1: Dimensi parasut.

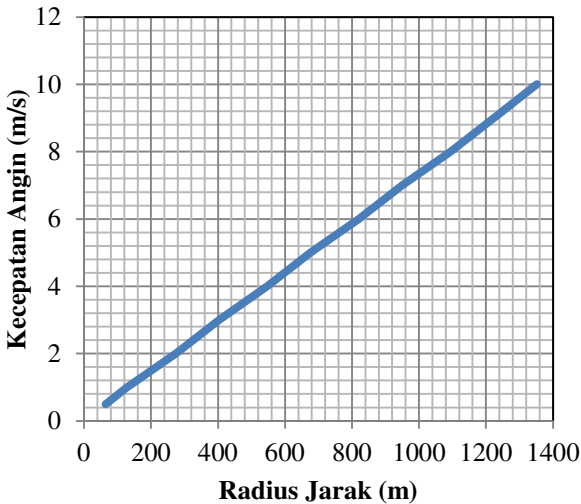
Spesifikasi parasut:

Diameter bentangan	: 123 cm
Jumlah gore	: 12 buah
Jumlah tali	: 13 buah
Panjang tali	: 81 cm
Bahan	: kain saten
Bahan tali	: <i>nylon</i>

Perhitungan *trajectory* jatuhnya parasut dengan variasi kecepatan angin, jika diasumsikan : $h = 850$ (m), dan $V_{descent} = 6$ (m/s), hasilnya tercantum pada table 4-1, dengan pengaruh kecepatan angin terdapat pada gambar 4-2.

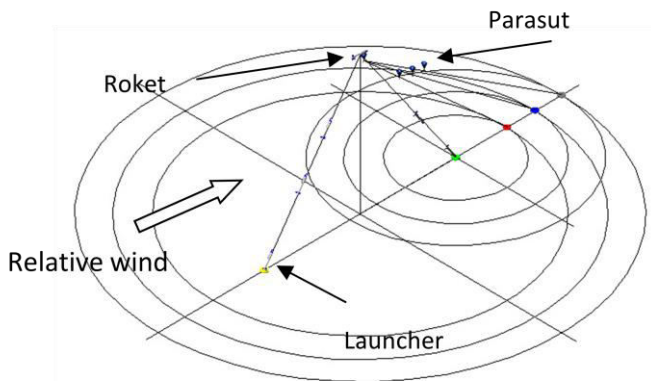
Tabel 4-1
 Hasil perhitungan *Trajectory*

V angin (m/s)	Radius jarak (m)
0.5	64.374
1	128.748
2	273.589
3	402.336
4	547.177
5	675.925
6	820.765
7	949.513
8	1094.354
9	1223.101
10	1351.849



Gambar 4-2 : Pengaruh kecepatan angin terhadap jarak jatuhnya parasut

Dari gambar 4-2 terlihat bahwa dengan bertambahnya kecepatan angin maka jarak jatuh daripada parasut akan semakin jauh.



Gambar 4-2 : Ilustrasi *trajectory* jatuhnya parasut

Dari gambar 3 terlihat bahwa dengan parasut yang dirancang untuk perlambatan 6 m/s dimana diameter bentangan sebesar 123 cm dengan perbedaan kecepatan angin, maka radius jarak yang di tempuh sampai parasut tersebut mendarat akan berbeda. Kondisi angin sekitar bulan juni di pameungpeuk kecepatan angin mencapai 6 m/s sehingga radius jarak yang dapat di tempuh oleh parasut sampai tanah sebesar 820 m berbeda dengan kondisi di Bantul dimana kecepatan angin yang terjadi mencapai 10 m/s sehingga radius jarak dari jatuhnya parasut akan semakin jauh. Jadi untuk *zona* aman jarak dari apogee/separasi roket harus melebihi dari radius jarak jatuhnya parasut dimana jatuhnya parasut tergantung dari pada arah angin terhadap arah roket.

5. KESIMPULAN

Dari hasil perancangan di atas maka bisa disimpulkan sebagai berikut :

- Dengan perlambatan 6 m/s diperoleh rancangan parasut yang sudah sesuai dengan kebutuhan berat *payload* sebesar 1 kg.
- Jarak jatuhnya parasut diperoleh dengan memvariasikan kondisi kecepatan angin.

- Jika sudut *azimuth* 0 *degree* atau arah angin berhembus dari belakang *launcher* maka dengan semakin bertambah kecepatan angin, semakin bertambah pula radius jarak yang ditempuh oleh parasut sampai menyentuh daratan dimana jarak jatuhnya parasut dihitung dari saat roket separasi.
- Jika sudut *azimuth* 180 *degree* atau arah angin berhembus dari arah depan *launcher* maka dengan semakin bertambah kecepatan angin semakin berkurang radius jarak yang ditempuh parasut dan itu artinya pendaratan parasut mendekati *launcher*.

UCAPAN TERIMA KASIH :

Terimakasih disampaikan kepada bp. Agus Aribowo - Kepala Bidang Teknologi Aerodinamika, dan bp. Atik Bintoro - Peneliti senior Pustekbang LAPAN, yang telah membantu dan membina dalam penelitian ini, sehingga dapat diselesaikan dengan baik.

DAFTAR PUSTAKA

1. Anderson, J. D. Jr. 2010. *Fundamentals of Aerodynamics*. Fifth Edition. McGraw-Hill. New York.
2. Doherr, Karl-Friedrich. 2002. *Parachute Flight Dynamics and Trajectory Simulation*. University of St. Louis. Germany.
3. Cockrell, D.J. *The Aerodynamics Of Parachute*. AGARDograph No. 295, 1987.
4. <http://www.nakka-rocketry.net/paracon.html>
5. <http://my.execpc.com/~culp/rockets/descent.html>

STUDI MIKROSTRUKTUR MATERIAL MAGNET PERMANEN HIBRIDA SISTEM Sm-Co/Nd-Fe-B

Mabe Siahaan
Deputi Bidang Teknologi Penerbangan
mabesiahaan@yahoo.co.uk

Abstrak

Telah dilakukan penelitian untuk membuat magnet permanen hibrida SmCo_5 dengan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$, dengan perbandingan komposisi 80% SmCo_5 dan 20% $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ melalui teknik metalurgi serbuk. Dari seluruh pola perlakuan panas yang digunakan, didapatkan bahwa fasa induk utama SmCo_5 terdekomposisi menjadi fasa Sm_2Co_7 dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, sedangkan fasa induk $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ masih dapat dipertahankan. Terjadinya dekomposisi SmCo_5 fasa diakibatkan karena digunakannya proses pendinginan lambat sewaktu beralih dari tahap annealing menuju tahap tempering dengan laju $1^\circ\text{C}/\text{menit}$. Sedangkan dari hasil pengamatan mikrostruktur dengan menggunakan SEM, didapatkan bahwa untuk pola perlakuan panas dengan temperatur sinter $1180^\circ\text{C}/1$ jam dan $1150^\circ\text{C}/1$ jam yang diterapkan pada sampel yang tidak melalui proses milling, pembentukan butir telah terjadi dengan baik. Sedangkan untuk pola perlakuan dengan temperatur sinter $1100^\circ\text{C}/3$ jam dan $1100^\circ\text{C}/4$ jam, didapatkan bahwa pembentukan butir juga telah terjadi. Akan tetapi teramati bahwa dengan bertambahnya waktu milling maka daerah batas butir yang diperkirakan memiliki fasa $(\text{Nd},\text{Sm})_2(\text{Fe},\text{Co})_{14}\text{B}$, terlihat semakin melebar. Sedangkan daerah butir yang diperkirakan memiliki fasa Sm_2Co_7 , $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, dan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ terlihat semakin mengecil. Hal ini terjadi karena dengan semakin bertambahnya waktu milling, maka ukuran butir menjadi semakin mengecil. Sehingga atom-atom Sm dan Co yang berasal dari dekomposisi fasa 1-5 menjadi fasa 2-7 dan 2-17, menjadi semakin mudah untuk mensubstitusi sebagian atom-atom Nd dan Fe dari fasa 2-14-1. Disimpulkan bahwa mikrostruktur magnet hibrida yang diperoleh, menyimpang dari mikrostruktur yang diharapkan karena proses perlakuan panas yang kurang tepat.

Abstract

An experiment to make hybrid permanent magnet of and through metallurgy route, with ratio composition of 80% SmCo_5 and 20% $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$, have been done. For all heat treatments that used in this experiment, obtained that main phase of SmCo_5 decomposes into phases of Sm_2Co_7 and $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$. While phase of $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ is still stable. From microstructure observation under SEM, obtained that heat treatments with sintering temperature of $1180^\circ\text{C}/1$ hour and $1150^\circ\text{C}/1$ hour applied to the samples that through milling process, have formed grains also. While for heat treatments with sintering temperature of $1100^\circ\text{C}/3$ hours and $1150^\circ\text{C}/4$ hours applied to the samples that through milling process, have formed the grains also. But observed that the longer milling time have caused grain boundaries area that have phase of $(\text{Nd,Sm})_2(\text{Fe,Co})_{14}\text{B}$ seen wider, while the grains area that have phases of Sm_2Co_7 , $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, and $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ seen smaller. It is concluded that the microstructure obtained, deviated from the microstructure that hoped, because of the heat treatments that used were not accurate.

Keywords: decomposition, milling,; microstructure; sinter

1. PENDAHULUAN

Selama abad kedua puluh telah terjadi perkembangan yang luar biasa dari material magnet permanen. Dalam 100 tahun terakhir, secara eksperimental telah dicapai nilai $(\text{BH})_{\text{max}}$ yang meningkat secara eksponensial dari 2 KJ/m^3 menjadi lebih dari 400 KJ/m^3 . Dalam 40 tahun pertama dari abad kedua puluh pasar magnet permanen dunia didominasi oleh magnet baja. Kemudian pada sekitar tahun 1940 ditemukan magnet Alnico. Perkembangan selanjutnya terjadi pada tahun 1950 dengan ditemukannya hard ferrite tipe $(\text{Ba,Sr})\text{Fe}_{12}\text{O}_{19}$ yang mempunyai simetri kristal rendah sehingga menghasilkan anisotropi kristal yang tinggi. Penemuan yang berarti terjadi sekitar tahun 1960 dengan ditemukannya logam tanah jarang berbasis Sm-Co, yaitu SmCo_5 dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$. Kemudian berlanjut pada sekitar tahun 1983 dengan ditemukannya senyawa

logam tanah jarang berbasis RE-Fe-B, yaitu $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ [1]. Dalam berbagai aplikasi material $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ menggantikan peranan material magnetik berbasis Sm-Co [2]. Hal ini dikarenakan material $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ mengandung unsur Fe yang jauh lebih murah dibandingkan dengan unsur Co. Selain itu $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ memiliki nilai $(\text{BH})_{\text{max}}$ yang lebih tinggi, yaitu sekitar 450 KJ/m^3 jika dibandingkan dengan nilai $(\text{BH})_{\text{max}}$ SmCo_5 (180 KJ/m^3) dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$ (260 KJ/m^3). Dalam tulisan ini dilaporkan hasil penelitian material magnetik hibrida SmCo_5 dengan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ yang diproses melalui teknik metalurgi serbuk. Fokus pembahasan lebih ditujukan pada mikrostruktur. Hal ini dikarenakan untuk dapat mengeksplotasi secara total potensi magnet permanen dibutuhkan optimisasi mikrostruktur.

2. METODE PENELITIAN

Serbuk material magnetik SmCo_5 dan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ berasal dari suatu lembaga komersil. Kemudian dibuatlah serbuk hibrida dengan cara mencampurkan SmCo_5 sebanyak 80% berat dan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ sebanyak 20% berat. Kemudian serbuk hibrida dimilling dengan menggunakan ball-mill (perbandingan bola terhadap serbuk 10:1) dengan waktu milling yang divariasikan dari 2 jam hingga 22 jam. Tujuan dilakukannya proses milling adalah untuk memperkecil ukuran butir karena dengan ukuran butir yang kecil maka koersifitas akan semakin meningkat [3]. Setelah itu serbuk hibrida dikeringkan dari larutan toluena dan kemudian dimasukkan pada suatu cetakan berbentuk silinder dengan diameter sekitar 10 mm yang selanjutnya dipadatkan dengan tekanan pada satu arah sebesar kira-kira 80 Mpa dengan menggunakan mesin press hidrolik. Dari proses ini dihasilkan sampel padatan muda green compact) berbentuk silinder dengan diameter sekitar 20 mm dan tinggi sekitar 5 mm. Selanjutnya sampel dimasukkan ke dalam ke dalam tabung quartz dan udara di dalam tabung dievakuasi dengan menggunakan alat vakum sehingga dicapai tingkat kevakuman sekitar 10^{-3} Torr. Supaya di dalam tabung dicapai keadaan steril dari oksigen, maka ke dalam tabung ini dibilas dengan dengan gas argon beberapa kali. Kemudian diakhiri dengan penutupan, sehingga dihasilkan kapsul quartz. Kapsul ini kemudian menjalani perlakuan panas. Dua macam perlakuan diterapkan pada sampel yang tidak dimilling dengan memvariasikan temperatur sinter yaitu $1180^\circ\text{C}/1 \text{ jam}$ yang diterapkan pada sampel dengan kode A dan temperatur sinter $1150^\circ\text{C}/1 \text{ jam}$ yang diterapkan pada sampel dengan kode B.

Dua macam pola perlakuan panas lainnya diterapkan pada sampel yang melalui proses milling dengan memvariasikan waktu sinter, yaitu dengan temperatur sinter $1100^{\circ}\text{C}/3$ jam yang diterapkan pada sampel dengan kode C dan dengan temperatur sinter $1100^{\circ}\text{C}/4$ jam yang diterapkan pada sampel dengan kode D. Setelah melalui proses sinter keempat jenis sampel tersebut menjalani pendinginan menuju temperatur 850°C dengan laju $7^{\circ}\text{C}/\text{menit}$. Pada suhu 850°C sampel ditahan selama 7 jam. Kemudian dilanjutkan dengan pendinginan menuju suhu 400°C dengan laju $1^{\circ}\text{C}/\text{menit}$. Pada temperatur ini sampel ditahan selama 4 jam. Dari keseluruhan pola perlakuan panas yang digunakan dihasilkan sampel yang padat dan kuat. Untuk mengamati mikrostruktur dilakukan dengan menggunakan SEM dengan merk JEOL JSM-5310 LV. Untuk menentukan komposisi unsur-unsur yang terkandung pada sampel digunakan XRF. Dan untuk mengidentifikasi fasa-fasa yang terbentuk pada sampel digunakan XRD yang menggunakan sumber radiasi Co K_{α} dan Cu K_{α} .

3. HASIL DAN DISKUSI

Dari hasil pengukuran sampel dengan menggunakan XRF, diperoleh data mengenai komposisi unsur-unsur penyusun dari material yang diukur. Pada pengukuran terhadap material Sm-Co, ternyata di dalam material tersebut didapatkan unsur Pr, Sm, dan Co. Komposisi fraksi atom material Sm-Co yang didapat berdasarkan pengukuran XRF adalah 9,45% Sm, 8,30% Pr, dan 82,25% Co. Bila masing-masing fraksi atom tersebut dibagi dengan 16,45 maka diperoleh komposisi 0,57% Sm, 0,5% Pr, dan 5% Co. Atau kurang lebih menyusun rumus struktur $(\text{Sm},\text{Pr})\text{Co}_5$. Jadi dapatlah disimpulkan bahwa material SmCo_5 yang dipakai, sebenarnya adalah material $(\text{Sm},\text{Pr})\text{Co}_5$. Material $(\text{Sm},\text{Pr})\text{Co}_5$ sebenarnya adalah material fasa stoikiometri SmCo_5 yang sebagian unsur Sm disubsitusi oleh unsur Pr.

Dari pengukuran serbuk induk $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$, unsur-unsur yang terdeteksi oleh XRF hanyalah Nd dan Fe. Sedangkan unsur boron tidak terdeteksi sama sekali. Hal ini diakibatkan karena massa atom relatif boron yang relatif kecil jika dibandingkan dengan massa atom relatif dari Nd dan Fe. Sehingga XRF tidak mampu mendeteksinya. Komposisi fraksi atom dari unsur-unsur Nd dan Fe yang didapatkan dari hasil pengukuran XRF adalah 86,29% Fe dan 13,71% Nd. Jika diambil rasio fraksi berat atom Fe terhadap Nd didapatkan nilai sekitar 6,30 atau dapat diduga mendekati 7 karena tidak

terdeteksinya atom B. Dengan demikian komposisi material Nd-Fe-B kurang lebih memiliki komposisi stoikiometri $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$.

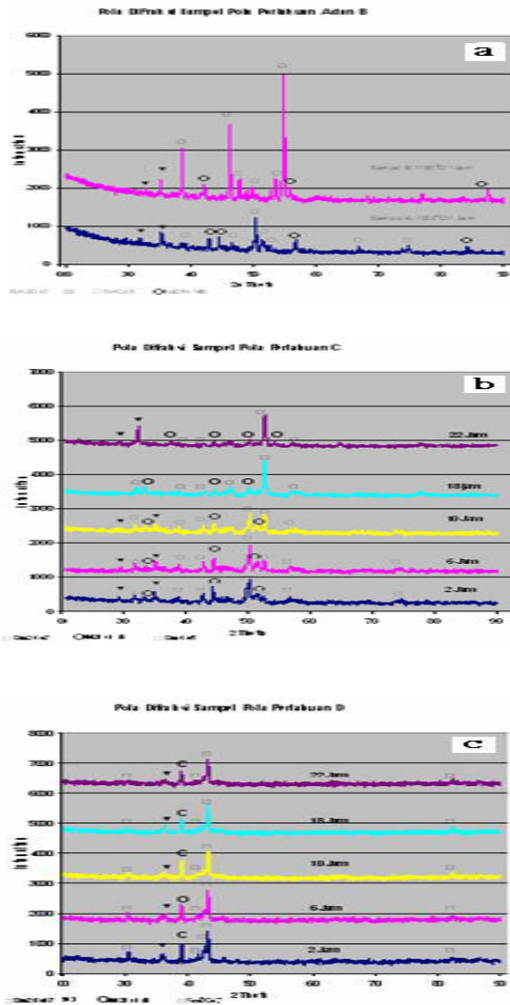
Sedangkan untuk hasil pengukuran XRF terhadap serbuk hibrida hasil *milling* dengan rentang waktu dari 2 jam hingga 22 jam, ditunjukkan pada tabel 3-1.

Tabel 3-1
Perbandingan fraksi berat teoritik
terhadap eksperimen serbuk *milling* hibrida

Uns-ur	Fraksi Berat (%)					
	Teori	2 jam	6 jam	10 jam	18 jam	22 jam
Fe	15,18	17,62	17,35	16,66	16,66	17,04
Co	51,14	48,26	49,69	49,55	48,97	49,05
Pr	12,58	12,65	12,41	12,69	13,24	12,69
Nd	5,82	6,20	5,55	5,52	5,69	5,77
Sm	15,28	15,27	14,99	15,52	15,47	15,44
B	0.09	-	-	-	-	-

Pada tabel tersebut diperlihatkan pula fraksi-fraksi unsur-unsur yang dihitung secara teoritik dengan tujuan untuk membandingkan dengan hasil yang diperoleh secara eksperimen. Hal ini dikarenakan untuk hasil yang diperoleh secara eksperimen dari waktu *milling* 2 jam hingga 22 jam terlihat adanya perbedaan. Akan tetapi jika dibandingkan, perbedaan tersebut terlihat tidak signifikan. Jadi dapat diasumsikan bahwa selama proses *milling* berlangsung, tidak terjadi penambahan atau pengurangan unsur-unsur yang terkandung dalam material hibrida tersebut.

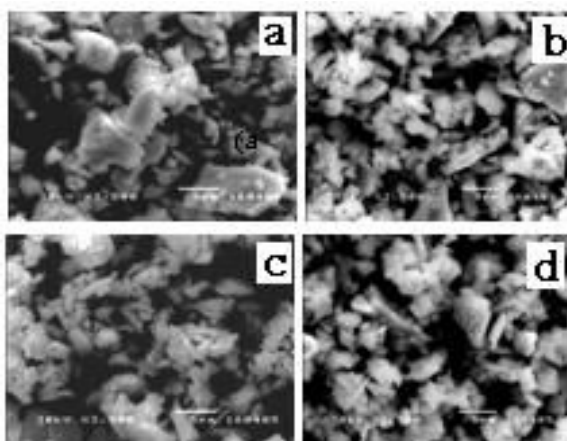
Berdasarkan hasil identifikasi fasa terhadap sampel A, B, C, dan D didapatkan suatu fenomena yang serupa yaitu terdekomposisinya fasa SmCo_5 menjadi fasa Sm_2Co_7 dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, sedangkan fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ masih dapat dipertahankan. Selain itu ditemukan juga fasa-fasa oksida seperti Sm_2O_3 dan Nd_2O_3 .



Gambar 3-1 : (a). Pola difraksi sampel A dan B (b). Pola difraksi sampel C (c). Pola difraksi sampel D

Terjadinya dekomposisi fasa SmCo_5 diakibatkan karena kekurangpahaman mengenai pola perlakuan panas.

Seperti dijelaskan pada bagian metode eksperimen, untuk beralih dari proses *annealing* menuju proses *tempering*, proses yang digunakan adalah pendinginan lambat dengan laju $10^{\circ}\text{C}/\text{menit}$. Hal ini sebenarnya kurang tepat karena berdasarkan analisis diagram fasa Sm-Co, didapatkan bahwa fasa SmCo_5 memang akan terdekomposisi menjadi fasa 2-7 dan 2-17 jika digunakan pendinginan lambat untuk beralih dari tahap *annealing* menuju tahap *tempering*. Supaya fasa SmCo_5 tidak terdekomposisi maka langkah yang seharusnya digunakan adalah pendinginan cepat (*quenching*). Dengan demikian fenomena terdekomposisinya fasa 1-5 menjadi fasa 2-7 dan 2-17 telah dapat dipahami.

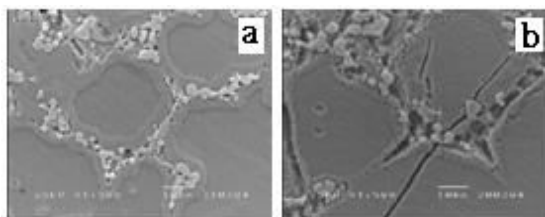


Gambar 3-2 : Morfologi Serbuk milling Hibrida
(a). Ball-Mill 2 jam (b). Ball-Mill 6 jam
(c). Ball-Mill 18 jam (d). Ball-Mill 22 jam

Karena fasa Sm_2Co_7 dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$ berasal dari dekomposisi fasa SmCo_5 , yang merupakan fasa utama (80% berat), maka akan terjadi kelebihan/ekses pada atom-atom Sm dan Co. Sedangkan fasa induk minor $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ (20% berat) masih dapat dipertahankan. Jadi dapat diduga akan terjadi proses difusi atom Sm dan Co pada fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$. Jika dugaan tersebut benar, maka fasa baru yang terbentuk kira-kira mempunyai rumus kimia $(\text{Nd.Sm})_2(\text{Fe.Co})_{14}\text{B}$. Pada material tersebut akibat adanya difusi atom Co terhadap fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ maka diperkirakan akan terjadi kenaikan temperatur Curie [5,6].

Sedangkan terbentuknya fasa-fasa oksida seperti Sm_2O_3 dan Nd_2O_3 kemungkinan disebabkan oleh proses pemvakuman yang kurang sempurna. Akibat proses pemvakuman yang kurang sempurna, mengakibatkan masih ada oksigen yang berada didalam tabung. Sehingga ketika proses perlakuan panas diberikan oksigen bereaksi dengan atom-atom Sm dan Nd membentuk Sm_2O_3 dan Nd_2O_3 .

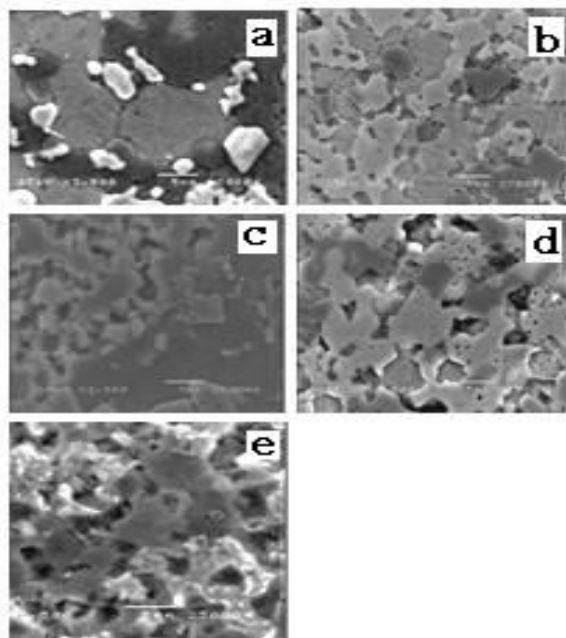
Berdasarkan studi SEM untuk serbuk hibrida yang dimilling dari 2 jam hingga 22 jam terlihat bahwa dengan bertambahnya waktu milling, maka ukuran partikel semakin berkurang (gambar 3-2). Tetapi hal lain yang harus diperhatikan pula adalah, semakin lama waktu *milling* maka semakin terlihat adanya aglomerasi dari partikel-partikel yang berukuran lebih kecil. Hal ini tampak terlihat dengan jelas pada serbuk dengan waktu *milling* 18 dan 22 jam. Terjadinya aglomerasi ini mengindikasikan halusnya ukuran serbuk. Jadi jelaslah bahwa dengan waktu *milling* yang semakin lama, serbuk yang dihasilkan makin halus.



Gambar 3-3 : (a). Mikrostruktur Sampel A 1500X
(b). Mikrostruktur Sampel 1500X

Pada gambar 3-3 (a) dan (b) ditunjukkan mikrostruktur dari magnet permanen hibrida tanpa dimilling dengan pola perlakuan A yaitu dengan temperatur sinter $1150\text{ }^{\circ}\text{C}$ selama 1 jam. Dari gambar tersebut telah terlihat bahwa pembentukan butir telah terjadi dengan baik. Butir dengan batas butir terlihat dengan jelas. Berdasarkan hasil analisa fasa XRD didapatkan bahwa fasa 1-5 terdekomposisi menjadi fasa 2-7 dan 2-17. Sedangkan fasa 2-14-1 masih dapat dipertahankan. Karena terdapat kelebihan/ekses pada atom Sm dan Co, maka atom-atom ini diperkirakan mensubstitusi sebagian atom-atom Nd dan Fe yang berasal dari fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$, sehingga terbentuk fasa yang diduga memiliki fasa $(\text{Nd,Sm})_2(\text{Fe,Co})_{14}\text{B}$. Dengan mengacu pada hasil tersebut maka dapatlah diduga bahwa daerah batas butir yang terbentuk

mempunyai fasa $(\text{Nd,Sm})_2(\text{Fe,Co})_{14}\text{B}$. Sedangkan butir-butir yang terbentuk diperkirakan memiliki fasa Sm_2Co_7 , $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, dan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$. Selain itu pada daerah batas butir juga terlihat fasa-fasa berwarna putih yang tersebar merata yang diperkirakan adalah fasa-fasa oksida Sm_2O_3 dan Nd_2O_3 .



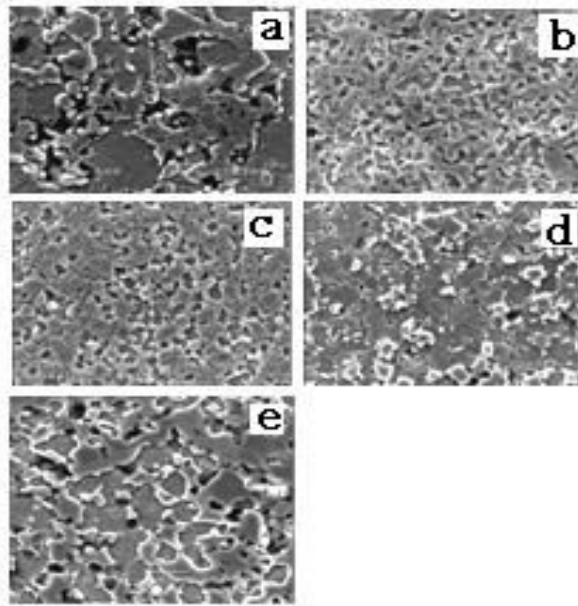
Gambar 3-4 : Mikrostruktur Sampel C (a). Ball-Mill 2 Jam 3500X (b). Ball-Mill 6 Jam 3500X (c). Ball-Mill 10 Jam 3500X (d). Ball-Mill 18 Jam 3500X (e). Ball-Mill 22 Jam 3500X

Sedangkan mikrostruktur untuk sampel *non-milling* dengan pola perlakuan B, yaitu dengan temperatur sinter 1180°C selama 1 jam diperlihatkan pada gambar 3-4 b. Pada gambar tersebut terlihat bahwa pembentukan butir telah terjadi dengan cukup baik pula. Akan tetapi pada daerah batas butir terlihat adanya keretakan yang terjadi pada daerah butir. Hal ini mengindikasikan bahwa butir yang terbentuk bersifat getas. Selain itu teramati pula bahwa

daerah batas butir menjadi lebih tipis jika dibandingkan dengan batas butir pada sampel dengan pola perlakuan A. Dengan mengacu pada hasil analisa fasa XRD, maka dapatlah diduga bahwa butir-butir yang terbentuk memiliki fasa Sm_2Co_7 , $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$, dan fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$. Sedangkan daerah batas butir diperkirakan memiliki fasa $(\text{Nd},\text{Sm})_2(\text{Fe},\text{Co})_{14}\text{B}$ dan fasa-fasa yang berwarna putih yang juga terdapat pada daerah batas butir diperkirakan adalah fasa oksida Sm_2O_3 dan Nd_2O_3 . Jadi berdasarkan hasil-hasil ini dapatlah diketahui bahwa kenaikan temperatur sinter sebesar 30°C dari temperatur 1150°C menjadi temperatur 1180°C menyebabkan terjadinya keretakan pada daerah butir dan semakin menipisnya daerah batas butir. Sedangkan fasa-fasa yang terbentuk pada daerah butir dan batas butir diduga tetaplah sama baik pada sampel dengan pola perlakuan A dan B.

Gambar 3-4 memperlihatkan mikrostruktur dari sampel yang mengalami proses milling dengan rentang waktu dari 2 jam hingga 22 jam untuk pola perlakuan C, yaitu dengan temperatur sinter 1100°C selama 3 jam. Pada gambar 3-4 a terlihat bahwa pembentukan butir untuk sampel dengan waktu milling 2 jam telah terjadi dengan cukup baik. Antara butir yang satu dengan butir yang lain dipisahkan oleh daerah batas butir yang tipis. Selain itu pada daerah batas butir juga diketemukan fasa-fasa yang berwarna putih yang diperkirakan adalah fasa-fasa oksida. Untuk sampel dengan waktu *milling* 6 jam hingga 22 jam, yang diperlihatkan oleh gambar 3-4b-3-4e, terlihat bahwa ukuran butir semakin mengecil. Akan tetapi pada daerah di sekeliling butir terdapat fasa yang semakin melebar seiring dengan bertambahnya waktu *milling*. Diduga fasa ini adalah fasa batas butir $(\text{Nd},\text{Sm})_2(\text{Fe},\text{Co})_{14}\text{B}$ seperti yang diperkirakan ada pada sampel A dan B. Terjadinya pelebaran pada fasa batas butir ini diperkirakan terjadi karena dengan semakin meningkatnya waktu *milling*, maka ukuran butir semakin mengecil. Akibatnya atom-atom Sm dan Co akan semakin mudah berdifusi ke dalam fasa $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$.

Sedangkan untuk sampel D yang melalui proses *milling* dengan temperatur sinter 1100°C selama 4 jam, didapatkan hal yang serupa terjadi pada sampel C, yaitu semakin melebarnya fasa batas butir dan semakin mengecilnya ukuran butir. Hal ini dapat dilihat pada gambar 4-5. Jadi jelaslah bahwa penambahan waktu sinter selama 1 jam pada pola perlakuan panas D tidak memberikan pengaruh yang signifikan jika dibandingkan dengan sampel C.



Gambar 4-5 : Mikrostruktur Sampel D

- (a). Ball-Mill 2 Jam 1500X
- (b). Ball-Mill 6Jam 1500X
- (c). Ball-Mill 10Jam 1500X
- (d). Ball-Mill 18 Jam 1500X
- (e). Ball-Mill 22 Jam 1500X

4. KESIMPULAN

1. Dari seluruh proses perlakuan panas yang digunakan dalam penelitian ini, telah mengakibatkan fasa induk utama SmCo_5 terdekomposisi menjadi fasa Sm_2Co_7 dan $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$. Sedangkan fasa induk $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ masih dapat dipertahankan.
2. Terdekomposisinya fasa 1-5 diakibatkan karena sewaktu beralih dari tahap annealing menuju tahap *sintering*, proses yang dilakukan adalah pendinginan lambat dengan laju $1^\circ\text{C}/\text{menit}$.

3. Untuk pola perlakuan panas dengan temperatur sinter 1180°C/1 jam didapatkan bahwa butir yang terbentuk mengalami keretakan, yang menandakan bahwa butir tersebut bersifat getas.
4. Sedangkan untuk sampel yang dipersiapkan melalui proses *milling* didapatkan bahwa dengan semakin halusnnya butir, maka daerah batas butir yang diduga memiliki fasa $(\text{Nd,Sm})_2(\text{Fe,Co})_{14}\text{B}$ terlihat semakin melebar. Akan tetapi daerah butir yang diduga memiliki fasa Sm_2Co_7 , $\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$ dan $\text{Nd}_2\text{Fe}_{14}\text{B}$ terlihat semakin mengecil.
5. Mikrostruktur sampel yang terbentuk, tidak sesuai dengan yang diharapkan dikarenakan proses perlakuan panas yang kurang tepat.

DAFTAR ACUAN

- [1]. D. Gohl, H. Kronmuller, 2000, High Performance Permanent Magnet, Springer-Verlag
- [2]. J.M.D. Coey, D.Gilvord, I.R. Harris, R. Hanitsch, 1989, Concerted European Action on Magnetism, Elsevier Applied Science
- [3]. S. Gerhard, E.T. Henig, B. Grieb, G. Knoch, 1989, Concerted European Action on Magnetism, Elsevier Applied Science
- [4]. M.F. de Campos, H.Okumura, G.C. Hadjipanayis, D.Rodrigues, F.J.G. Landgraf, A.C. Neiva, S.A. Romero, F.P. Miscel, 2004, Journal of Alloys and Compounds
- [5]. R S. Mortram, A.J. Williams, I.R. Hariis, 2004, Journal of Magnetism and Magnetic Material
- [6]. L.Ying, Y.B. Kim, T.S. Yoon, D.S. Suhr, T.K. Kim, C.O. Kim, 2002, Journal of Magnetism and Magnetic Material