

Studi Konsep dan Perancangan Monocopter Wahana Tanpa Awak MC-11

Oleh :
Hendi Aji Pratama, S.T.*
Dr. Taufiq Mulyanto*

Abstrak

Monocopter merupakan sebuah konfigurasi wahana Vertical Take Off and Landing (VTOL) yang baru dan tidak konvensional. Kesederhanaan desain adalah keunggulan yang ditawarkan dari wahana dengan konfigurasi ini. Wahana ini hanya terdiri dari sebuah sayap dan sebuah motor pendorong dan dapat terbang seperti layaknya VTOL pada umumnya. Walaupun memiliki desain yang sederhana, monocopter membutuhkan algoritma kendali yang lebih rumit dari wahana VTOL biasa, karena seluruh bagian wahana ini berputar pada saat terbang, sehingga tidak memiliki acuan arah yang tetap seperti wahana terbang pada umumnya. Pada penelitian ini akan dilakukan studi konsep melalui observasi data dan dokumentasi dari wahana yang sudah ada untuk memahami cara kerja sebuah monocopter, identifikasi masalah melalui eksperimen dengan membuat prototip tiruan dari wahana yang sudah ada, kemudian melakukan perancangan dan membuat sebuah prototip wahana monocopter baru yang kemudian akan diuji dan dievaluasi untuk memperdalam pemahaman mengenai wahana ini. Dari keseluruhan proses penelitian ini, diharapkan bisa didapatkan metode parameter-parameter perancangan yang harus diperhatikan untuk proses pengembangan wahana ini selanjutnya.

Kata Kunci : UAV, Perancangan Awal, VTOL, Rotary Wing, Wahana Terbang Asimetris

Abstract

Monocopter is a new and unconventional Vertical Take Off and Landing (VTOL) aircraft configuration. The simplicity of the design is the advantage offered by aircraft with this configuration. This kind of aircraft is only consist of one wing and one engine to provide thrust, and able to fly like the other VTOL configurations . Despite its simple design, monocopter needs more complicated control algorithm than common VTOL because the whole body of this kind of aircraft aircraft rotates by its axis when it flies. So, this aircraft configuration basically doesn't have fixed orientation like a common aircraft. In this research, a study by observing the data and documentation of existing monocopter to understand how monocopter works, problem identification by experiment with prototype that is based on existing design, and also design, creation and flight test of a new functional monocopter prototype will be done to sharpen the understanding of this aircraft configuration. The whole process of this research is done to discover design method and important design parameters that can be used for further development of this aircraft concept.

Keywords: UAV, Preliminary Design, VTOL, Rotary Wing, Asymmetric Aircraft

1. PENDAHULUAN

Monocopter adalah sebuah konsep wahana *rotary wing* yang dapat dibidang baru dan belum banyak diteliti dan dikembangkan, walaupun sebenarnya *monocopter* pertama telah berhasil diterbangkan sejak tahun 1952 oleh Charles W. McCutchen^[1]. *Monocopter* memiliki cara terbang seperti sebuah wahana *Vertical Take Off and Landing* (VTOL) pada umumnya. Tetapi wahana ini tidak seperti wahana pada umumnya, hanya memiliki satu Tata Acuan Koordinat (TAK), karena cara terbangnya yang tidak biasa, yaitu keseluruhan bagian dari wahana ini berputar pada suatu sumbu putar untuk menghasilkan gaya angkat yang cukup untuk melawan berat dari wahana itu sendiri. *Monocopter* memiliki keunggulan dari sisi kesederhanaan desain, karena wahana dengan konfigurasi ini secara umum hanya terdiri dari sebuah sayap, sebuah mesin dan sebuah pod atau fuselage untuk dapat terbang. Kesederhanaan desain ini merupakan keunggulan yang ditawarkan oleh *monocopter* jika dibandingkan dengan wahana VTOL lainnya, yang memiliki desain yang cenderung kompleks dan membutuhkan banyak komponen, sehingga membutuhkan dana yang besar untuk perancangan, pengembangan, maupun pembuatannya. Pada penelitian ini akan dipelajari pengetahuan dasar mengenai wahana *monocopter*, kemudian akan dilakukan sebuah proses perancangan wahana

*Aeronotika dan Astronotika ITB

monocopter dengan pendekatan melalui teori wahana rotary wing. Proses perancangan dibatasi hanya sebatas untuk merancang sebuah monocopter yang dapat melakukan lift off dan hover saja, tidak termasuk perancangan metode pengendalian translasi dari wahana.

2. METODOLOGI

Pada penelitian ini, penelitian dimulai melalui studi literatur mengenai konsep sebuah wahana monocopter. Kemudian penelitian dilanjutkan dengan eksperimen untuk mengidentifikasi masalah atau poin-poin penting yang perlu diperhatikan dalam proses perancangan. Eksperimen perlu dilakukan karena jumlah referensi tentang konfigurasi wahana yang dapat dibidang masih baru ini belum banyak, dan referensi yang tersedia umumnya hanya menjelaskan garis besar dari wahana itu sendiri. Eksperimen dilakukan dengan membuat prototype yang mirip dengan referensi monocopter yang sudah ada. Setelah eksperimen dan identifikasi masalah dilakukan, penelitian dilanjutkan dengan proses perancangan awal untuk mendapatkan ukuran-ukuran awal dari wahana yang dirancang. Kemudian penelitian dilanjutkan dengan analisis aerodinamika, analisis dan membuat dugaan awal mengenai sikap terbang. Setelah didapat rancangan yang dirasa sudah baik, kemudian dibuatlah sebuah prototype yang nantinya akan diuji, untuk memastikan dan mengevaluasi rancangan yang telah dibuat.

3. STUDI KONSEP DAN PERANCANGAN MONOCOPTER MC-11

3.1 MONOCOPTER

Monocopter adalah sebutan untuk konsep wahana terbang yang hanya terdiri dari satu bilah sayap dan sebuah mesin pendorong, dan keseluruhan bagian badannya termasuk sayap dan *fuselage* atau *pod* berputar hingga menghasilkan gaya angkat yang cukup untuk membuat wahana tersebut terbang. Monocopter bukanlah sebuah konsep yang baru, dan faktanya wahana dengan konfigurasi seperti ini telah berhasil diterbangkan pertama kali pada tahun 1952 di Lake Placid, New York, Amerika Serikat, oleh Charles W. McCutchen^[1].

Prototype monocopter modern terkendali pertama kali dikembangkan dan diterbangkan oleh Advanced Technology Laboratory – Lockheed Martin. Prototype yang diberinama MAVPro ini memiliki berat 514 gram, dan bermesin sebuah motor outrunner dengan propeller 8 inci. MAVPro berhasil terbang dengan putaran stabil sebesar 4 Hz dan dapat terbang hingga ketinggian 50 kaki dengan Remote Control sebagai pengendali^[1]. Gambar 3.1 berikut merupakan gambar prototype monocopter Lockheed Martin yang terbaru, yaitu Samarai UAV.



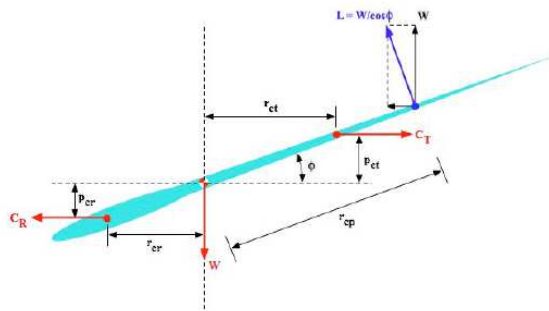
Gambar 3.1 Contoh Monocopter Terkendali, Lockheed Martin Samarai UAV (kiri) dan cara terbangnya (kanan)

Konsep terbang sebuah monocopter terinspirasi gerak sebuah biji pohon maple (samara), ketika jatuh dari pohonnya. Seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.2, samara yang memiliki sayap pada salah satu sisinya, akan otomatis berputar ketika terlepas dari pohonnya, dan seakan-akan terbang hingga jarak yang cukup jauh dari pohonnya. Kemampuan dari samara melakukan auto rotation yang ditiru sebuah monocopter, akan membuat monocopter memiliki sebuah modus recovery. Di mana apabila terjadi kerusakan engine pada saat monocopter terbang, wahana ini tidak akan langsung jatuh begitu saja ke tanah. Tetapi wahana ini akan otomatis berputar dan menghasilkan gaya angkat yang memperlambat kecepatannya, sehingga wahana ini dapat mendarat dengan mulus ke tanah, tanpa terjadi kerusakan.



Gambar 3.2 Biji Pohon Mapel/Samara (Kiri) dan Gerak Jatuhnya (Kanan)

Untuk memahami gaya-gaya yang bekerja pada sebuah monocopter, dapat dilihat diagram kesetimbangan pada Gambar 3.3 berikut:



Gambar 3.3 Diagram Kesetimbangan Gaya Dari Monocopter Yang Sedang Terbang.

Berikut adalah persamaan kesetimbangan yang berlaku berdasarkan diagram di atas:

$$\begin{aligned} \sum F_x &= C_T - C_R = 0 \\ \sum F_y &= L \cos \varphi - W = 0 \\ \sum M &= C_R P_{CR} + C_T P_{CT} - L r_{CP} \end{aligned}$$

Pada persamaan di atas, komponen gaya angkat ke arah samping diabaikan karena besarnya yang tidak signifikan jika dibandingkan dengan besar gaya centrifugal C_R dan C_T yang terjadi. Pada penelitian ini, dalam proses perancangan monocopter MC-11, titik tangkap gaya angkat total yang terjadi pada sayap diasumsikan berada pada 70% dari radius atau jarak tip chord sayap dari sumbu putar. Gaya angkat total didapatkan dari integrasi persamaan gaya angkat per segmen sayap yang didapatkan dengan memasukkan hubungan kecepatan putar ω dan jarak segmen r dari sumbu putar, dengan mengasumsikan lebar chord c konstan sepanjang sayap, sehingga didapat persamaan gaya angkat sebagai berikut:

$$\begin{aligned} L &= \frac{1}{2} \rho \omega^2 c C_l \int_{r_0}^{Br_{max}} r^2 dr \\ L &= \frac{\rho \omega^2 c C_l}{6} ((Br_{max})^3 - r_0^3) \end{aligned}$$

Pada persamaan gaya angkat di atas, untuk memasukkan efek penurunan gaya angkat pada bagian tip chord sayap, ditambahkan parameter tip loss factor B , yang dimasukkan pada persamaan dengan mengalikannya pada radius maksimum sayap atau r_{max} . Berikut adalah persamaan yang digunakan untuk mendapatkan nilai tip loss factor di mana R adalah radius maksimum sayap dan c_{tip} adalah lebar tip chord.

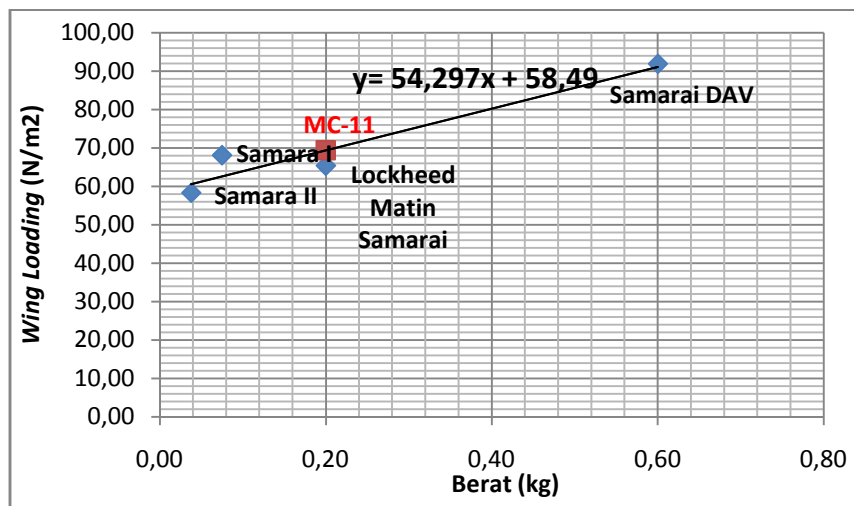
$$B = 1 - \frac{C_{tip}}{2R}$$

Persamaan gaya angkat di atas tersebut hanya berlaku jika sikap terbang dari wahana yang datar atau tidak terjadi sudut coning ϕ . Sudut coning akan menyebabkan besar gaya angkat total yang dihasilkan berkurang, karena jarak segmen dari sumbu putar akan semakin kecil, sehingga kecepatan translasi yang dialami tiap segmen sayap akan semakin kecil juga. Berikut adalah persamaan gaya angkat total, dengan memasukkan pengaruh sudut coning:

$$L = \frac{\rho\omega^2 c C_l (\cos \phi)^3}{6} ((Br_{max})^3 - r_o^3)$$

3.2 PERANCANGAN AWAL MC-11

Perancangan awal MC-11 dilakukan dengan melihat trend hubungan wing loading dan berat dari wahana-wahana yang sudah ada, kemudian dilakukan regresi linear pada trend tersebut. Kemudian dari regresi linear tersebut, dengan nilai berat yang ditentukan, bisa didapatkan luas sayap yang dibutuhkan oleh wahana MC-11. Gambar 3.4 berikut adalah plot dari trend wing loading vs berat wahana perbandingan:



Gambar 3.4 Grafik Regresi Linear Wing Loading vs Berat Wahana

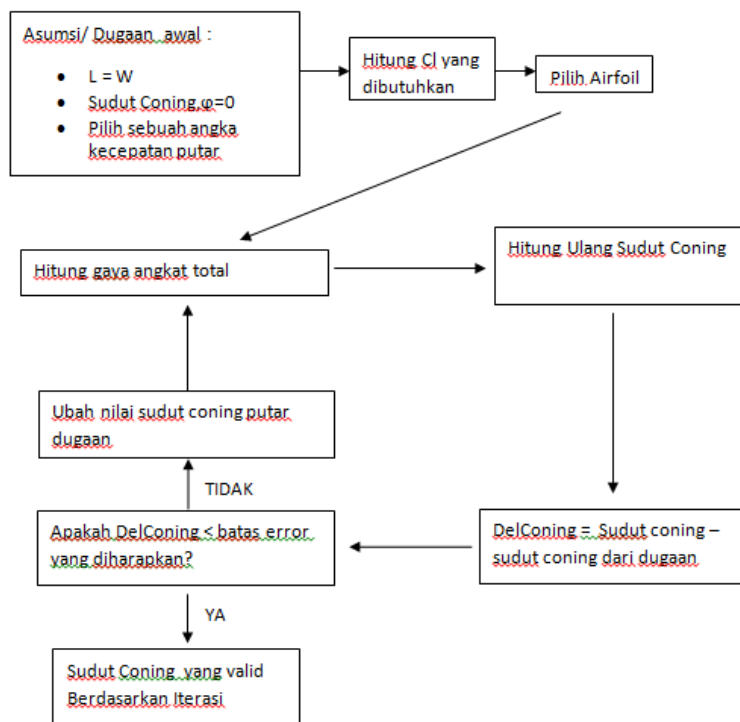
Kemudian dengan nilai luas sayap yang telah didapat, dengan menentukan angka aspect ratio dari sayap, dapat dihitung lebar chord dan bentang dari sayap. Setelah dimensi dari sayap didapatkan, dengan menggunakan persamaan perhitungan gaya angkat yang telah disebutkan di atas, dengan asumsi tidak terjadi sudut coning dan beda C_l sepanjang bentang sayap tidak signifikan, sehingga dapat dianggap konstan, dapat dihitung nilai koefisien gaya angkat C_l yang dibutuhkan sayap. Dengan asumsi nilai kecepatan putar sebesar 600 rpm, bilangan Reynold 160000 dan kerapatan udara 1,14 didapatkan nilai C_l yang dibutuhkan adalah sebesar 0,933. Dari angka kebutuhan C_l tersebut dipilihlah airfoil NACA 68012 yang dapat menghasilkan C_l sebesar 1,034 pada sudut serang sebesar 7°. Tabel 3.1 berikut berisi data dimensi – dimensi MC-11 yang didapatkan dari proses perhitungan awal:

Tabel 3.1 Parameter Yang Didapat Dari Hasil Initial Sizing dan Analisis Aerodinamika

Wing Loading, W/S	70 N/m ²
MTOW	225 gram (2,205 N)
Wing Area	280 m ²
Aspect Ratio	4
Wing Span	33 cm (0,33 m)
Panjang Chord	8,5 cm (0,085 m)

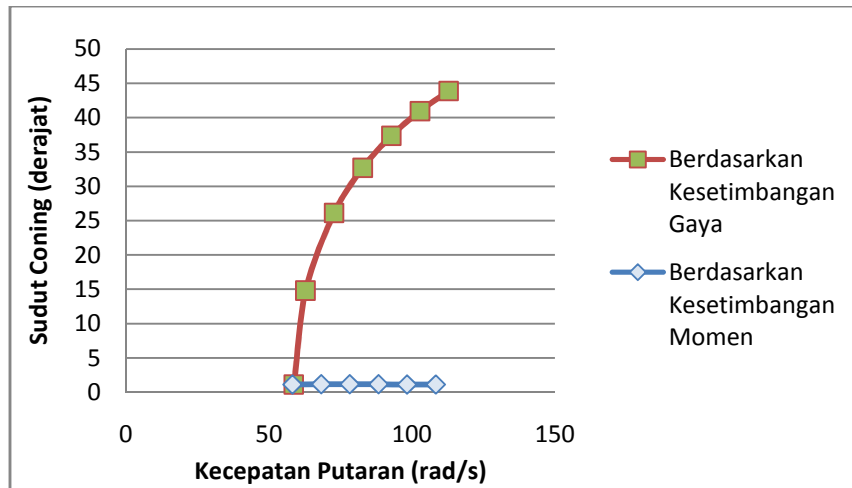
Jarak <i>Root Chord</i> ke CG, r_0	5 cm (0,05 m)
Jarak <i>Tip Chord</i> ke CG, r_{max}	38 cm (0,38 m)
<i>Tip Loss Factor</i> , B	0,88
Koefisien Gaya Angkat, C_l	0,933

Setelah sebuah airfoil dipilih, dengan nilai koefisien gaya angkat dari airfoil tersebut dapat dihitung besar gaya angkat total yang dihasilkan oleh sayap dengan airfoil yang dipilih tersebut. Setelah besar gaya angkat total didapatkan, karena airfoil yang dipilih tidak memiliki koefisien gaya angkat yang sama dengan koefisien gaya angkat yang dibutuhkan, maka terdapat kemungkinan timbulnya sudut coning saat wahana diterbangkan. Untuk menghitung besar sudut coning tersebut, dapat dilakukan iterasi dengan menggunakan persamaan kesetimbangan gaya dan momen yang telah disebutkan di atas. Proses iterasi dilakukan dengan gambaran seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3.5 berikut:



Gambar 3.5 Gambaran Proses Perhitungan Sudut Coning

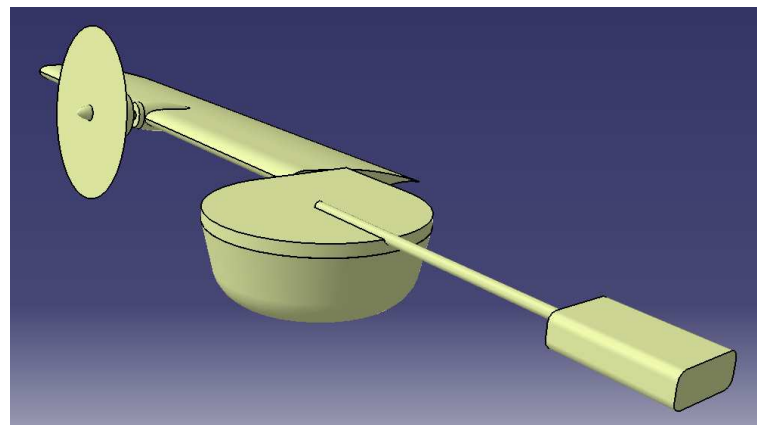
Dengan sebuah angka kecepatan putar, dengan proses iterasi di atas dapat dihitung sudut coning yang akan terjadi. Untuk mendapatkan perhitungan sudut coning yang lebih valid, penulis mencoba memvariasikan angka kecepatan putar dari MC-11 kemudian melakukan perhitungan sudut coning pada setiap angka kecepatan putar dengan persamaan kesetimbangan gaya dan momen. Hasil perhitungan sudut coning dari kedua persamaan kemudian di plot pada satu grafik yang sama. Di sini ternyata didapatkan sebuah titik di mana kurva sudut coning vs kecepatan putar dari persamaan kesetimbangan gaya dan momen saling berpotongan. Titik ini dapat disimpulkan adalah titik di mana kesetimbangan dari MC-11 tercapai, yaitu kondisi terbang hover. Titik ini menunjukkan bahwa MC-11 akan berada pada kondisi terbang hover dengan kecepatan putar 561 rpm dan sudut coning sebesar 1° . Gambar 3.6 berikut menunjukkan hasil plot sudut coning vs kecepatan putar dari kesetimbangan gaya dan momen:



Gambar 3.6 Plot Kecepatan Putar Vs Sudut Coning

3.3 PENGUJIAN DAN EVALUASI

Setelah analisis dan perancangan awal dilakukan, kemudian dibuat sebuah prototype berdasarkan data hasil perhitungan yang telah disebutkan di atas. Prototype kemudian akan diuji untuk memastikan bahwa wahana yang dirancang benar dapat terbang, dan membuktikan bahwa pendekatan proses perancangan yang dilakukan sudah benar. Gambar 3.7 berikut adalah tampilan desain prototype MC-1 yang dibuat menggunakan software CATIA V5:



Gambar 3.7 Tampilan Desain Prototype MC-11

Propulsi yang digunakan pada prototype adalah sebuah motor elektrik dengan 3-blade propeller. Propeller 3 bilah dipilih untuk mengurangi vibrasi pada airframe. Motor dipasang pada mounting yang terpasang pada 50% dari bentang sayap, agar lengan momen dari sistem propulsi lebih besar, sehingga besar kecepatan putaran yang dibutuhkan MC-11 lebih mudah tercapai.

Setelah prototype berhasil dibuat, dilakukan sebuah uji terbang untuk melihat dan mengevaluasi hasil dari rancangan yang telah dibuat. Uji terbang dilakukan pada tanggal 18 September 2012 di Gedung Serba Guna ITB. Gambar 3.8 berikut ini adalah salah satu cuplikan dari proses uji terbang MC-11:



Gambar 3.8 Proses Uji Terbang Prototype MC-11

Dari uji terbang dapat didapatkan ternyata rancangan MC-11 mampu terbang dan melakukan hover, tetapi sikap terbang belum sesuai dengan perhitungan atau dugaan yang telah dibuat. Berdasarkan tinjauan kasat mata, MC-11 terbang dengan kecepatan putaran yang lebih lambat dari yang diharapkan, selain itu sudut serang yang terbentuk ketika terbang ternyata tidak sama dengan 7° dan sangat besar. Berat MC-11 terlihat lebih banyak diangkat oleh komponen gaya dorong vertikal dari mesin yang timbul karena mesin dipasang pada sayap dan ternyata sudut serang yang terbentuk lebih besar dari yang diharapkan. Ketidakesuaian sikap terbang dengan dugaan mungkin karena kualitas prototype yang dibuat kurang baik, sehingga kondisi prototype tidak memenuhi asumsi-asumsi yang telah dibuat pada proses analisis dan perhitungan.

4. KESIMPULAN

Dari keseluruhan proses penelitian dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut:

- Telah didapatkan pemahaman dasar mengenai wahana moncopter yang meliputi definisi, cara terbang, kesetimbangan gaya dan konsep kendali translasi.
- Telah didapatkan parameter-parameter dan metode perancangan sebuah wahana moncopter melalui proses eksperimen, identifikasi masalah, dan pendekatan dengan teori – teori perancangan wahana rotary wing yang telah ada. Parameter-parameter yang perlu diperhatikan meliputi parameter aerodinamik, berat, bentuk dan pendistribusian berat dari wahana itu sendiri
- Telah didapatkan rancangan wahana moncopter dengan spesifikasi sebagai berikut:

Tabel 4.1 Spesifikasi Dasar MC-11

Berat total wahana	232 gram
Jarak thrust line dengan sumbu putar	215 mm
Span sayap	330 mm
Jarak antara root chord dan sumbu putar	50 mm
Chord	85 mm
Gaya dorong mesin	310 gram

- Wahana yang dirancang telah berhasil melakukan lift off dan hover, meskipun sikap terbang belum sesuai dengan analisis dan dugaan awal.

- Ketidaksesuaian hasil uji terbang dengan analisis atau dugaan awal kemungkinan disebabkan oleh kualitas prototype yang kurang baik, sehingga tidak memenuhi kondisi yang sesuai dengan asumsi yang dibuat pada proses analisis atau perhitungan.

DAFTAR PUSTAKA

1. Ulrich,E. ,Pines, D. ,Humbert, S. ” *System Identification and Control of Mechanical Samara Micro-Air-Vehicles* ”, AIAA. 2009.
2. Ulrich,E. ,Pines, D. ,Humbert, S. ” *Autonomous Flight of a Samara MAV* ”, American Helicopter Society 65th Annual Forum. 2009.
3. Jameson, S., Allen, N. ,Youngren, H. ” *SAMARAI Nano Air Vehicle - A Revolution in Flight.* ” *DARPA contract W31P4Q-06-C-0324*. 2007.
4. Jameson,S. , Fregene,K. ,Sharp,D. , Bolden,C. , King,J. , Stoneking,C. . ” *Autonomous Guidance and Control of A BioMimetic Single Wing MAV* ”. AUVSII1-Fregene.
5. Bakula,M. , Hockley,C. , Khatri,R. , Kirby,C. , Sammet,C. ” *A Natural Evolution in Flight: The Design and Development of the SamarEye System, A Method for Searching Closed Quarter Environments* ”. Embry-Riddle Aeronautical University.
6. Hoburg, Woody. ” *Fly-by-Wire Control of a Monocopter* ”. MIT. 2007.
7. Forge Aerospace ,Inc. ” *Engineering Design Handbook : Helicopter Engineering* ”. Washington DC. 1974.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Hendi Aji Pratama, S.T.
Tempat & Tgl. Lahir : Bantul, 1 Januari 1991
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Institut Teknologi Bandung
NIP. / NIM. : 13608001
Pangkat / Gol. Ruang : -
Jabatan Dalam Pekerjaan : Mahasiswa
Agama : Katolik
Status Perkawinan : Belum Kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Negeri 3 Yogyakarta Tahun: 2006
STRATA 1 (S.1) : Aeronotika dan Astronotika ITB Tahun: 2008

ALAMAT

Alamat Rumah : Griya Mrisi Indah C7 Tirtonirmolo Kasihan Bantul
HP.: 081904050590
Alamat Kantor / Instansi : FTMD-ITB, Gd. Labtek II, Jalan Ganesha No.10 Bandung
Email: hendi.first@gmail.com

DATA UMUM

Nama Lengkap : Dr. Taufiq Mulyanto
Tempat & Tgl. Lahir : 13 Oktober 1974
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Institut Teknologi Bandung
NIP. / NIM. : 197410131997031002
Pangkat / Gol. Ruang : Lektor
Jabatan Dalam Pekerjaan : Ketua Program Studi Aeronotika dan Astronotika
Agama : Islam
Status Perkawinan : Menikah

DATA PENDIDIKAN

SLTA	: SMAN 81 Jakarta	Tahun: 1990
STRATA 1 (S.1)	: Teknik Penerbangan ITB	Tahun: 1996
STRATA 2 (S.2)	: ENSAE, Prancis	Tahun: 1999
STRATA 3 (S.3)	: ENSAE, Prancis	Tahun: 2002

ALAMAT

Alamat Rumah	: Jl. Dakota I no.5A Bandung HP.: 08122026786
Alamat Kantor / Instansi	: FTMD-ITB, Gd. Labtek II, Jalan Ganesha No.10 Bandung Email: taufiqmulyanto@yahoo.com