

RANCANG BANGUN MICRO AIR VEHICLE KONFIGURASI TAILLESS

Taufiq Mulyanto, Arinta H. Wijaya dan Hari Muhammad
Fakultas Teknik Mesin dan Dirgantara
Institut Teknologi Bandung
Jl. Ganesha 10, Bandung 40132
Email: taufiq.mulyanto@ae.itb.ac.id

Ringkasan

Pesawat udara tanpa awak jenis Micro Air Vehicle (MAV) dewasa ini banyak dikembangkan untuk keperluan pemantauan udara baik sipil maupun militer. Dalam tulisan ini disajikan sebuah proses rancang bangun MAV dengan konfigurasi Tailless. Proses perancangan diawali dengan analisis parameter desain untuk beberapa MAV yang sudah ada. Proses dilanjutkan dengan penentuan ukuran awal, perancangan detail dan produksi. Secara umum, MAV yang dikembangkan telah dapat memenuhi persyaratan dan sasaran perancangan yang ditetapkan. Beberapa pengujian awal juga telah dilakukan dan menunjukkan bahwa MAV yang dirancang memiliki karakteristik terbang dasar cukup baik, meski pengembangan lebih lanjut masih diperlukan. Proses rancang bangun telah memungkinkan evaluasi terhadap beberapa metode perhitungan pesawat terbang yang telah ada untuk diterapkan pada perancangan MAV.

Abstract

Nowadays, Micro Air Vehicle (MAV) is mostly developed for surveillance purpose, either for military or civilian. In this article, a design and building of a MAV will be presented. A tailless configuration was chosen. The design and build process started with a study of several design parameters of existing MAVs. Then, it is followed by initial sizing, detail design and production of the MAV. In general, the designed MAV could meet the design requirements and objectives stated. Some preliminary tests had shown that the basic flying characteristics was sufficiently good, although further development still has to be done. The design and build process was also able to evaluate the implementation of some aircraft design formula and method being implemented to design MAV.

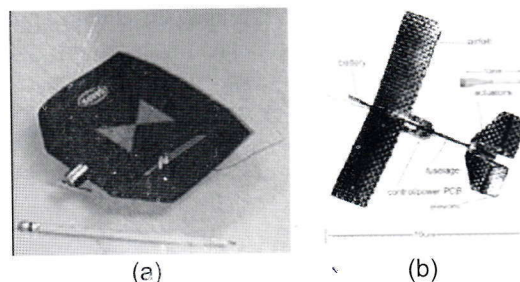
Keywords : micro air vehicle, aircraft design, tailless configuration.

1 PENDAHULUAN

Pesawat tanpa awak, *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) telah banyak digunakan untuk keperluan pengintaian dan pemantauan udara. Ukuran dan jenis UAV sangat beragam sesuai dengan misinya. UAV dengan ukuran terbesar mampu terbang selama lebih dari 30 jam *non-stop* dengan berat lebih dari 20 ton, sementara UAV ukuran terkecil yang sudah operasional mampu terbang selama 1,5 jam dengan berat kurang dari 1 kg [1].

Pengembangan pesawat terbang tanpa awak berukuran kecil secara konkret dimulai pada tahun 1996 melalui sebuah program penelitian yang diluncurkan DARPA, *Defense Research Agency*, sebuah badan penelitian untuk keperluan pertahanan Amerika Serikat. Target program ini adalah untuk mewujudkan pesawat tanpa awak dengan ukuran yang sangat kecil, yaitu tidak lebih dari 6 inci atau 15 cm. Karena ukurannya yang kecil, pesawat tanpa awak jenis ini dikenal dengan sebutan *Micro Air Vehicle* atau disingkat MAV. Perusahaan AeroVironment selaku pemegang kontrak penelitian, pada tahun 1999 telah berhasil menerbangkan prototipe

MAV mereka yang diberi nama BlackWidow [2], lihat Gambar (1.a), selama 22 menit dengan membawa sebuah kamera hitam putih.



Gambar 1 (a) MAV BlackWidow dari AeroVironment [2] dan MAV Micro glider [3]

Saat itu disadari bahwa batasan persyaratan ukuran 6 inci tidak dapat banyak memberikan manfaat praktis dikarenakan terbatasnya jumlah sensor dan instrumen yang dapat dibawa MAV, serta tingginya kecepatan terbang. Dalam perkembangan selanjutnya MAV yang dikembangkan memiliki ukuran kurang lebih 30 cm.

Ukuran ini dipandang memadai untuk memenuhi kondisi operasional. Meski demikian, penelitian pengembangan MAV untuk ukuran yang lebih kecil terus dilakukan seperti Micro glider yang beratnya hanya sekitar 2 gram saja [3] seperti terlihat pada Gambar (1.b).

Pengembangan MAV menuntut pemahaman dan pengetahuan rancang bangun yang tidak sepenuhnya sama dengan rancang bangun pesawat berawak. Ukurannya yang kecil dan kecepatan terbangnya yang relatif rendah menyebabkan MAV memiliki harga bilangan Reynolds yang rendah, yaitu pada orde 10^4 sampai dengan 10^5 . Fenomena aerodinamika yang bekerja pada bilangan Reynolds ini sangat berbeda dengan fenomena aerodinamika yang bekerja pada bilangan Reynolds tinggi seperti halnya pada pesawat udara berukuran lebih besar. Ukurannya yang kecil juga memerlukan teknik tersendiri untuk memproduksinya dan memerlukan jenis material yang berbeda. Demikian juga halnya dengan jenis komponen untuk sistem propulsi dan sistem kendali.

Sejauh ini, belum banyak literatur yang membahas secara khusus mengenai rancang bangun MAV. Berbeda dengan berbagai referensi mengenai perancangan pesawat udara berawak yang memuat cukup banyak data dan formula empirik yang dapat digunakan dalam proses perancangan, data dan formula empirik untuk rancang bangun MAV masih belum ada. Beberapa studi yang dilakukan lebih bersifat mendasar, misalnya mengenai fenomena aerodinamika pada bilangan Reynolds rendah dan untuk geometri sayap dengan *aspect ratio* rendah.

Dalam tulisan ini, proses rancang bangun MAV diawali dengan penetapan persyaratan dan sasaran perancangan atau *Design Requirements and Objectives* (DR&O). Studi terhadap beberapa MAV yang sudah ada dilakukan untuk mendapatkan tren harga parameter desainnya dan karakteristik lainnya. Berdasarkan tren harga parameter desain ini dilakukan penentuan ukuran awal MAV yang dirancang. MAV yang dirancang diberi nama TFA-136, atau *Tailless Flying Aircraft* untuk menjelaskan konfigurasi MAV yang dipilih. Proses dilanjutkan dengan analisis aerodinamika, kestabilan dan prestasi terbang. Langkah dan pertimbangan dalam proses produksi dijelaskan dalam bagian tersendiri yang kemudian dilanjutkan dengan diskusi mengenai hasil dari pengujian awal terhadap MAV hasil rancang bangun.

Adapun persyaratan dan sasaran perancangan MAV TFA-136 ditetapkan sebagai berikut:

- Berat total maksimum tanpa kamera sebesar 85 gram;
- Durasi penerbangan minimum 5 menit;
- Kecepatan terbang antara 6 sampai 10 m/det pada tinggi terbang 10 meter;
- Mampu melakukan misi pengintaian dengan membawa kamera mikro seberat 15 gram;
- Melakukan proses tinggal landas dengan cara dilempar (*hand launched takeoff*);
- Dibuat hanya dengan menggunakan material dan proses produksi yang sederhana.

2 TREN PARAMETER DESAIN

Untuk menentukan ukuran awal dalam tahapan awal perancangan pesawat udara dapat dilakukan dengan menganalisis desain sejenis yang telah ada. Beberapa parameter desain yang dianalisis adalah:

- *Wing loading*, yang menyatakan rasio antara berat wahana terhadap luas sayap. Parameter ini berkorelasi dan akan menentukan kecepatan terbang dan koefisien gaya angkat sayap;
- *Tail Volume Coefficient* atau koefisien volume ekor; koefisien ini menyatakan hubungan proporsi geometri antara sayap dan ekor datar maupun ekor tegak; harga koefisien ini berkorelasi dengan stabilitas terbang pesawat; dalam hal konfigurasi MAV yang dirancang tidak memiliki ekor datar, maka koefisien volume ekor yang dianalisa hanya koefisien volume ekor tegak;
- Koefisien Kestabilan Statik; koefisien ini menyatakan kualitas kestabilan statik pesawat yang dirancang; dalam tulisan ini akan dianalisa tren tiga buah koefisien kestabilan statik untuk dua matra gerak: longitudinal dan lateral-direksional.

Sebagai pembanding dipilih 5 MAV seperti disajikan pada Tabel 1 berikut: Black Widow [2], ERAY dari Embry Riddle Aeronautical University [4], MAV-4 [5], UF dari University of Florida [5], dan RIT dari Rochester Institute of Technology [5].

Tabel 1 Perbandingan parameter MAV.

Parameter	Black Widow	ERAY	MAV 4	UF	RIT
Tahun Pembuatan	1999	2005	2002	2004	2004
Total Weight (grams)	56,5	36,2	77,0	40,0	97,9
Wing Loading (gram/cm ²)	0,314	0,301	0,291	0,370	0,210
Wing Area (cm ²)	180,0	120,4	265,0	106,4	464,1
Aspect Ratio	1,3	1,8	1,8	1,5	1,4
Cruise Velocity (m/s)	11,2	11,1	11,5	9,6	11,0
Max Length (cm)	18,2	12,7	22,4	12,7	25,4
Wing Span (cm)	15,2	12,7	21,8	12,7	25,4
Chord (cm)	13,7	9,1	12,5	9,1	20,3
L/D Cruise	6	-	6	3	4
Max Thrust (grams)	9,4	33,0	12,8	16,5	25,0

2.1 Analisis Parameter Wing Loading

Harga rata-rata *Wing Loading* MAV pembanding seperti disajikan pada Tabel (1) adalah 0,296 gr/cm². Untuk kondisi terbang tertentu, besar harga *Wing Loading* berbanding langsung dengan koefisien gaya angkat dan kuadrat kecepatan jelajah. Dari Tabel (1) di atas terlihat bahwa kecepatan terbang MAV pembanding umumnya adalah pada 11 m/detik atau sekitar 40 km/jam. Kecepatan ini dipandang terlalu tinggi dan menyulitkan pengendalian. Untuk menurunkan kecepatan terbang, salah satu caranya adalah dengan menurunkan harga parameter *wing loading*.

2.2 Analisis Parameter Volume Ekor

Analisis ini dibuat untuk mendapatkan tren *Tail Volume Coefficient* (c_T) yaitu besaran yang digunakan untuk mengestimasi ukuran serta menggambarkan karakteristik geometri ekor yang dibuat [6]. Harga koefisien menyatakan hubungan antara luas sayap, luas bidang ekor, panjang span sayap dan jarak lengan antara sayap dengan ekor. Hubungan tersebut dinyatakan dengan persamaan berikut :

$$C_T = \frac{S_T L_T}{S_w b_w} \quad (1)$$

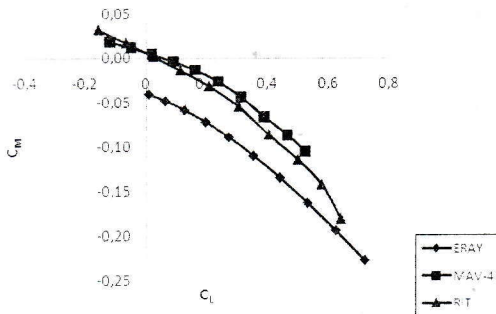
Hasil analisis ekor tegak ditampilkan pada Tabel 2, dengan nilai tren c_T berkisar antara 0,035-0,081.

Tabel 2 Tren c_T ekor tegak.

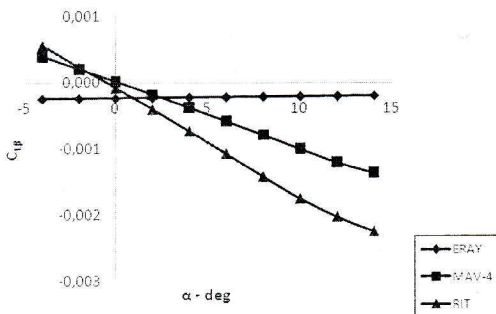
MAV	S_w (cm ²)	b_w (cm)	S_T (cm ²)	L_T (cm)	c_T
<i>Black Widow</i>	180,0	15,2	14,8	7,9	0,042
ERAY	120,4	9,5	6,1	8,5	0,045
MAV-4	265,0	21,8	14,4	14,2	0,035
UF	106,4	12,7	12,9	8,5	0,081

2.3 Tren Stabilitas Penerbangan

Tujuan analisis ini adalah mendapatkan gambaran tentang tingkat kestabilan statik yang harus dicapai oleh TFA-136, berdasarkan data MAV yang digunakan pada analisis tren ukuran ekor, serta dengan bantuan perangkat lunak DATCOM [7]. Tren stabilitas matra longitudinal diwakili oleh parameter koefisien momen *pitch* C_{MCL} yang merupakan gradien koefisien momen pitch terhadap koefisien lift seperti disajikan pada Gambar 2.



Gambar 2 Kurva tren stabilitas terbang matra longitudinal MAV pembandingan



Gambar 3 Kurva tren stabilitas gerak roll MAV pembandingan.

Sedangkan matra lateral-direksional diwakili oleh koefisien momen *roll* $C_{L\beta}$ dan koefisien momen *yaw* $C_{N\beta}$ ditampilkan pada Gambar (3) dan Tabel (2).

Hasil analisis stabilitas pada gerak *yaw* mendapatkan nilai koefisien momen gerak *yaw* konstan terhadap variasi sudut serang yang diberikan, seperti terlihat pada Tabel (3).

Tabel 3 Tren stabilitas gerak yaw.

Parameter	ERAY	MAV-4	RIT
$C_{N\beta}$	0,00007	0,00044	-0,00002

Berdasarkan analisis yang telah dilakukan, maka rentang stabilitas statik pada kedua matra penerbangan yang harus dicapai TFA-136 ditampilkan pada Tabel (4). Nilai rentang stabilitas ini nantinya akan dibandingkan dengan stabilitas TFA-136 untuk mengetahui kualitas kestabilan dan penerbangan desain ini.

Tabel 4 Tren stabilitas penerbangan MAV.

Parameter	ERAY	MAV-4	RIT	Tren
C_{Ma}	-0,010	-0,007	-0,012	-0,005
$C_{L\beta}$	-0,00005	-0,00154	-0,00265	0,00207
$C_{N\beta}$	0,00007	0,00044	-0,00002	0,00002 - 0,00044

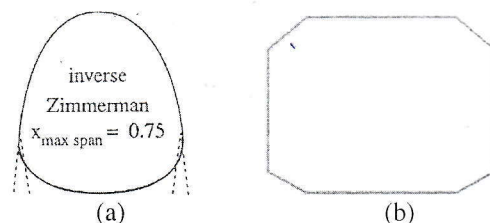
3 TAHAPAN DESAIN

3.1 Desain Konfigurasi

Proses ini bertujuan untuk mendapatkan gambaran konfigurasi TFA-136, yang meliputi konfigurasi planform sayap, ekor, *fuselage*, bidang kendali, dan sistem propulsi.

Berdasarkan referensi [8], konfigurasi planform sayap yang paling efektif untuk penerbangan pada bilangan *Reynolds* sangat rendah adalah *inverse zimmermann*, lihat Gambar (4.a). Sintesa keunggulan dan kekurangan bentuk planform sayap ini dapat dilihat pada referensi [4]. Bentuk planform ini relatif sulit untuk dibuat, sehingga dilakukan penyederhanaan. Referensi [8] menunjukkan bahwa untuk besar *aspect ratio* yang sama, variasi bentuk planform terhadap karakteristik aerodinamika secara umum masih relatif kecil.

Bentuk planform sayap TFA-136 dibuat sesederhana mungkin agar mudah untuk dibuat, lihat Gambar (4.b).

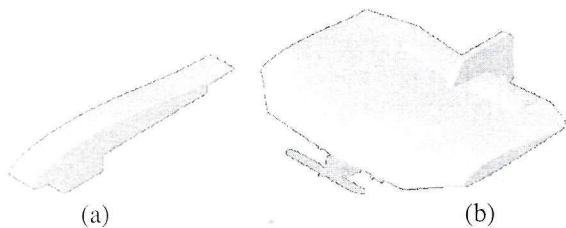


Gambar 4 (a) Bentuk sayap *inverse zimmermann* dan (b) Bentuk sayap TFA-136.

Konfigurasi *fuselage* dibuat sangat sederhana karena fungsinya hanya untuk peletakan komponen dan tumpuan lemparan saat melakukan tinggal landas, lihat Gambar (5.a). Selain itu, bentuk *fuselage* yang rumit berpotensi menambah berat pesawat.

Konfigurasi ekor tegak menggunakan konsep konvensional, namun peletakkannya tidak pada bagian atas *fuselage*. Sebagian permukaannya diletakkan di bagian bawah untuk mengurangi pengaruh efek kopling antar modus gerak saat pengendalian. Bidang kendali yang digunakan adalah *elevon* yang terletak di bagian belakang sayap dan *rudder* pada ekor tegak. Bidang kendali *elevon* berfungsi ganda, yaitu sebagai pengatur gerak *pitch* saat difungsikan sebagai *elevator*, dan mengatur pengendalian gerak *roll* saat difungsikan sebagai *aileron*. Sedangkan *rudder* akan berfungsi untuk mengendalikan gerak *yaw*.

Sistem propulsi elektrik yang digunakan TFA-136 berjenis motor listrik. Sebuah motor listrik diletakkan di bagian depan *fuselage*. Konfigurasi ini disebut konfigurasi *tractor*. Konfigurasi ini memudahkan penentuan letak titik pusat massa dan relatif lebih stabil daripada konfigurasi dengan motor diletakkan di belakang, atau *pusher* [6]. Konfigurasi awal TFA-136 ditampilkan di Gambar (5.b).



Gambar 5 (a) Konfigurasi *fuselage* yang digunakan dan (b) Konfigurasi awal TFA-136 [4]

3.2 Penentuan Ukuran Awal

Perhitungan parameter ukuran awal, akan menentukan dimensi TFA-136 secara keseluruhan. Parameter desain *Wing Loading* adalah salah satu yang terutama. Dari hasil analisis parameter *Wing Loading* MAV perbandingan seperti telah dijelaskan dalam paragraf sebelumnya, didapatkan bahwa harga *Wing Loading* MAV berada pada kisaran 0,21 - 0,37 gr/cm² dengan kecepatan terbang antara 9,6 - 11,5 m/det. TFA-136 ditargetkan memiliki kecepatan terbang 9 m/s dengan harga koefisien gaya angkat sekitar 0,3. Tabel (5) menampilkan parameter ukuran awal TFA-136.

Tabel 5 Parameter ukuran awal TFA-136.

Perkiraan Massa Total	83,6	gram
<i>Wing Loading</i>	0,15	gram/cm ²
Kecepatan Terbang	9	m/s

Parameter ukuran awal yang telah didapatkan kemudian digunakan untuk menentukan dimensi sayap dan ekor TFA-136, dengan didasarkan pada referensi [6]. Berdasarkan harga parameter ukuran awal tersebut,

dimensi sayap kemudian ditetapkan dan disajikan dalam Tabel (6).

Tabel 6 Harga parameter ukuran sayap TFA-136.

Luas	557,3	cm ²
<i>Aspect Ratio</i>	1,6	
<i>Span</i>	30	cm
<i>Taper Ratio</i>	0,7	
Panjang <i>Chord Inboard</i>	22	cm
Panjang <i>Chord Outboard</i>	18,9	cm
<i>Mean Aerodynamic Chord</i>	21,3	cm
Sudut Swept	9	derajat
Sudut Dihedral Inboard	0	derajat
Sudut Dihedral Outboard	5	derajat
Sudut Twist	0	derajat

Dengan menggunakan data tren *Tail Volume Coefficient* ekor pada Tabel (2), dimensi ekor vertikal ditentukan seperti pada Tabel (7).

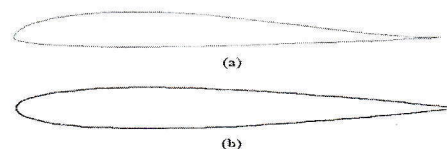
Tabel 7 Parameter ukuran ekor tegak.

Luas	50,9	cm ²
<i>Aspect Ratio</i>	0,8	
<i>Span</i>	6,4	cm
<i>Taper Ratio</i>	0,7	
Panjang <i>Chord Root</i>	9,4	cm
Panjang <i>Chord Tip</i>	6,6	cm
<i>Mean Aerodynamic Chord</i>	8,1	cm
Luas <i>Rudder</i>	17	cm ²
Panjang <i>Chord Rudder</i>	3,2	cm

3.3 Analisis Aerodinamika

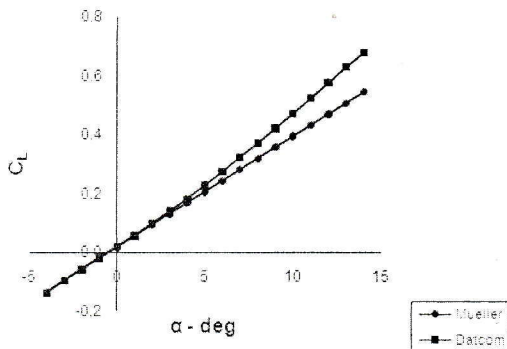
Setelah diperoleh ukuran sayap dan ekor, maka karakteristik aerodinamika seperti besar gaya angkat dan gaya hambat TFA-136 dapat diestimasi. Langkah yang dilakukan adalah melakukan pemilihan airfoil untuk kemudian dianalisis guna mendapatkan besaran gaya angkat dan gaya hambatnya.

Beberapa airfoil telah dikaji, antara lain: Eppler 174, Eppler 186, GOE 494, MH 46, Selig 5010, dan Selig 5020. Dengan membandingkan karakteristik aerodinamika dari airfoil tersebut menggunakan perangkat lunak *Javafoil* [9], ditetapkan airfoil Selig 5010 sebagai kandidat terbaik untuk TFA-136 yang dikembangkan, sementara airfoil simetris NACA-0012 digunakan untuk penampang ekor tegak pesawat. Gambar (6) berikut memberikan ilustrasi mengenai geometri kedua airfoil tersebut.



Gambar 6 (a) Airfoil Selig 5010 dan (b) NACA-0012.

Karakteristik aerodinamika sayap dalam kondisi tiga dimensi diestimasi dari karakteristik airfoil berdasarkan referensi [7] dan [8]. Karakteristik aerodinamika sayap mempertimbangkan adanya efek vortex pada ujung sayap akibat timbulnya gaya angkat.



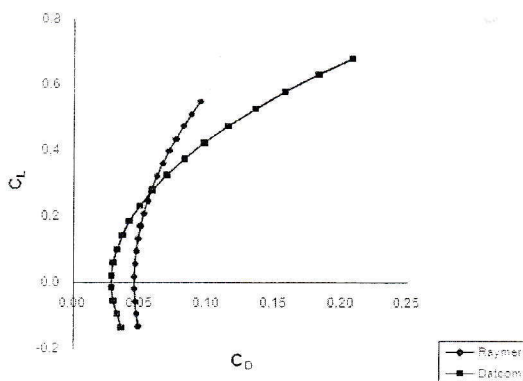
Gambar 7 Kurva gaya angkat sayap TFA-136

Gambar (7) adalah hasil perhitungan koefisien gaya angkat sayap TFA-136 sebagai fungsi dari sudut serang α . Perhitungan awal menentukan bahwa TFA-136 akan terbang dengan kecepatan 9 m/s, yang berimplikasi pada kebutuhan koefisien gaya angkat (C_L) sebesar 0,3. Kurva gaya angkat pada Gambar (7) menunjukkan bahwa untuk untuk terbang jelajah dengan C_L sebesar 0,3 sudut serang α adalah sekitar 8 derajat.

Analisis gaya angkat yang telah didapatkan kemudian digunakan untuk menentukan koefisien gaya hambat C_D pesawat dengan metode *component buildup* [6]. Menggunakan metode ini, pesawat dibagi dalam 4 komponen utama, lihat Tabel (8). Hasilnya kemudian digunakan untuk mendapatkan kurva *drag polar* yang menyatakan hubungan antara koefisien gaya angkat C_L dengan koefisien gaya hambat C_D seperti terlihat pada Gambar (8).

Tabel 8 Analisis C_D dengan metode *component buildup*.

Komponen	Panjang cm	i	S_{ref} cm ²	S_{ref} cm ²	C_f		C_{Df}		FF	Q	C_{Di}
					Laminar	Turbulen	Laminar	Turbulen			
Wing	0,22	-	557,3	1150,3	0,004	0,007	0,010	0,016	0,556	1	0,028
Horizontal Tail	0,08	-	557,3	103,3	0,006	0,003	0,018	0,020	0,376	1	0,003
Fuselage	0,19	5,696	557,3	146,3	0,004	0,007	0,011	0,017	1,355	1	0,006
Engine	0,07	-	-	-	-	-	-	-	-	-	0,003
C_{Di} Total											0,046



Gambar 8 Kurva drag polar TFA-136

Analisis *drag polar* menggunakan metode Raymer dan DATCOM menghasilkan nilai yang berbeda. Harga L/D atau rasio antara C_L terhadap C_D untuk harga koefisien gaya angkat saat terbang jelajah adalah antara 5,1 sampai dengan 8,4.

3.4 Berat dan Keseimbangan

Untuk dapat mengestimasi berat pesawat, perlu terlebih dahulu ditentukan jenis material yang akan digunakan. Pertimbangan pemilihan jenis material adalah massa jenis, kekuatan yang memadai, kemudahan dalam penyediaan, dan kemudahan dalam proses konstruksi. Terdapat tiga material utama yang dapat digunakan, yaitu: kayu balsa, *styrofoam*, dan *polyfoam* dengan massa jenis seperti ditampilkan pada Tabel (9).

Tabel 9 Data massa jenis material.

Material	ρ (g/cm ³)
Kayu balsa	0,25
<i>Styrofoam</i>	0,014
<i>Polyfoam</i>	0,054

Dari tabel tersebut terlihat bahwa material dengan massa jenis paling rendah adalah *styrofoam*. Kekuatan material jenis ini masih tergolong memadai untuk wahana yang relatif kecil. Proses konstruksi material ini pun tidak sulit serta mudah diperoleh di pasaran. Dengan demikian material *styrofoam* dipilih untuk digunakan sebagai material utama TFA-136.

Perkiraan awal letak titik pusat massa (*center of gravity*, c.g.) didapatkan dengan terlebih dahulu memperkirakan berat pesawat. Perkiraan berat dilakukan dengan bantuan perangkat lunak CAD, yaitu dengan cara menghitung volume objek gambar untuk kemudian dikalikan dengan massa jenis material yang digunakan.

Dengan mengetahui letak titik pusat massa dari tiap-tiap komponen i dan dengan menggunakan persamaan (2) berikut, maka letak titik pusat massa pesawat dapat ditentukan.

$$\bar{x}_{c.g.} = \frac{\sum(\bar{x}_i \times m_i)}{\sum m_i}; \bar{y}_{c.g.} = \frac{\sum(\bar{y}_i \times m_i)}{\sum m_i}; \bar{z}_{c.g.} = \frac{\sum(\bar{z}_i \times m_i)}{\sum m_i} \quad (2)$$

Perhitungan dilakukan untuk dua kondisi terbang pesawat, yaitu pertama, tanpa membawa kamera, dan kondisi kedua, dengan membawa kamera. Tabel (10) menampilkan hasil perhitungan ini. Letak c.g. dinyatakan dalam % *mean aerodynamic chord* (mac) sayap.

Tabel 10 Berat dan letak c.g. TFA-136.

Kondisi	Massa (gr)	Letak $x_{c.g.}$ (%mac)
Tanpa kamera	87,9	17,7
Dengan kamera	102,9	22,8

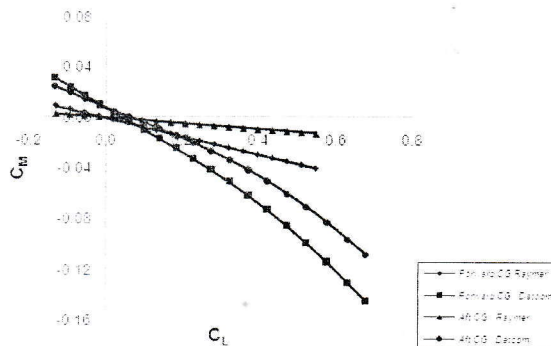
3.5 Analisis Kestabilan Terbang

Analisis kestabilan terbang dibatasi hanya untuk kondisi kestabilan statik. Kestabilan statik suatu wahana terbang didefinisikan sebagai terbentuknya gaya atau momen yang cenderung melawan gangguan. Secara umum, terdapat dua matra kestabilan statik, yaitu kestabilan statik matra longitudinal dan kestabilan statik matra lateral-direksional.

Suatu pesawat udara akan stabil statik pada matra longitudinal apabila memenuhi persyaratan persamaan (3) berikut,

$$C_{M_{CL}} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial C_L} < 0 \quad (3)$$

Koefisien $C_{M_{CL}}$ menunjukkan gradien perubahan harga koefisien momen pitch C_M terhadap perubahan harga koefisien gaya angkat C_L . Perhitungan dilakukan terhadap fungsi koefisien gaya angkat, yang sebanding dengan peningkatan sudut serang pesawat. Nilai parameter ini akan divariasikan untuk dua letak c.g., yaitu c.g. tanpa kamera yang disebut dengan *forward* c.g., dan *aft* c.g. yang merupakan letak c.g saat membawa kamera. Hasil analisis yang didapatkan akan dibandingkan juga antara referensi [6] dengan [7].



Gambar 9 Kurva kestabilan longitudinal TFA-136

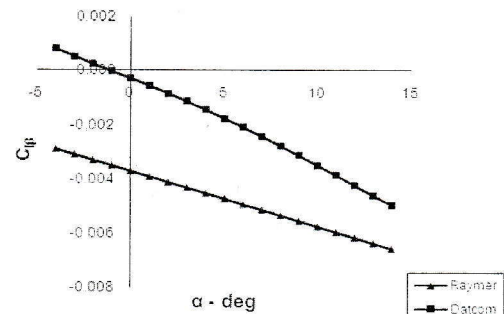
Hasil perhitungan gradien $C_{M_{CL}}$ TFA-136 dengan menggunakan dua metode yang berbeda dan untuk dua letak titik berat yang berbeda disajikan pada gambar 9. Hasil perhitungan menunjukkan bahwa gradien $C_{M_{CL}}$ bernilai negatif sehingga dapat disimpulkan bahwa desain TFA-136 stabil statik pada matra longitudinalnya.

Analisis selanjutnya dilakukan untuk kestabilan matra lateral-direksional, dimana suatu pesawat terbang akan stabil statik pada matra ini apabila memenuhi persyaratan pada persamaan (4) berikut:

$$C_{L_{\beta}} < 0 \text{ dan } C_{N_{\beta}} > 0 \quad (4)$$

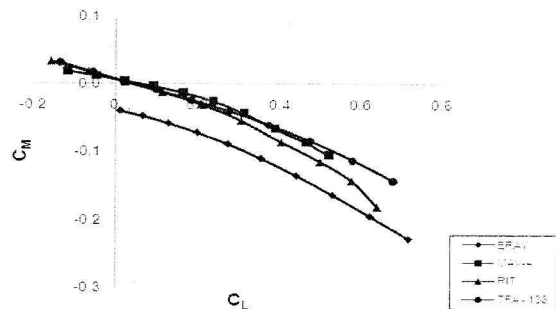
Koefisien $C_{L_{\beta}}$ menunjukkan gradien perubahan koefisien momen *roll* terhadap perubahan sudut slip samping β . Sementara koefisien $C_{N_{\beta}}$ menunjukkan gradien perubahan koefisien momen *yaw* terhadap perubahan sudut slip samping β . Hasil analisis TFA-136 untuk parameter $C_{L_{\beta}}$ yang divariasikan terhadap sudut serang α ditampilkan pada Gambar 10. Nilai $C_{N_{\beta}}$ dihitung dengan metode dalam referensi [6] adalah konstan sebesar 0,0008. Kurva $C_{L_{\beta}}$ dan nilai $C_{N_{\beta}}$ menunjukkan bahwa TFA-136 memenuhi persyaratan kestabilan matra lateral-

direksional pada persamaan (4). Dapat disimpulkan bahwa desain TFA-136 akan stabil statik pada matra lateral-direksional.



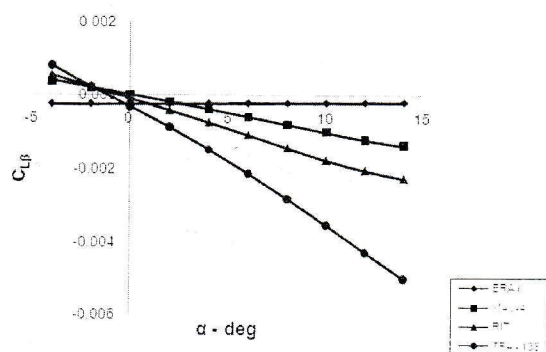
Gambar 10 Kurva koefisien $C_{L_{\beta}}$ terhadap α

Hasil analisis stabilitas terbang TFA-136 kemudian dibandingkan dengan tren stabilitas terbang MAV pembanding. Parameter pertama yang dibandingkan adalah kestabilan statik matra longitudinal. Metode perhitungan yang digunakan adalah metode DATCOM [7] untuk kondisi *most aft* c.g. Perbandingan stabilitas longitudinal dan lateral direksional ditampilkan dalam Gambar (11), Gambar (12) dan Tabel (11).



Gambar 11 Perbandingan stabilitas longitudinal.

Terlihat bahwa nilai parameter $C_{M_{\alpha}}$ dan $C_{L_{\beta}}$ berada pada rentang kestabilan MAV pembanding. Sedangkan parameter $C_{N_{\beta}}$ berada diluar tren MAV sejenis. Namun, perlu diketahui bahwa semakin positif nilai $C_{N_{\beta}}$ maka pesawat akan semakin stabil. Hasil yang didapatkan menunjukkan bahwa TFA-136 dapat memiliki tingkat stabilitas yang baik untuk kategori MAV.



Gambar 12 Perbandingan stabilitas lateral.

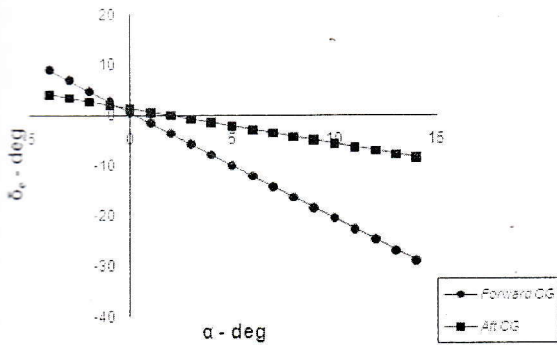
Tabel 11 Perbandingan koefisien $C_{N_{\beta}}$.

Parameter	ERAY	MAV-4	RIT	TFA-136
$C_{N_{\beta}}$	0,00007	0,00044	-0,00002	0,0008

3.6 Analisis Kondisi Trim

Analisis terakhir dilakukan untuk mengetahui defleksi bidang kendali yang diperlukan untuk penerbangan TFA-136 pada kondisi trim. Kondisi terbang ini terjadi pada saat terbang jelajah dimana semua resultan gaya dan momen yang bekerja berharga nol. Untuk mendapatkan kondisi trim dengan sikap terbang tertentu diperlukan defleksi elevator. Gambar (16) menampilkan kurva trim bidang kendali elevator tersebut.

Terlihat pada Gambar (13), bahwa untuk kondisi terbang jelajah dengan sudut serang 8 derajat, defleksi elevator yang dibutuhkan adalah -15 derajat untuk forward c.g. Sedangkan untuk aft c.g, defleksi elevator yang dibutuhkan adalah -4 derajat. Tanda minus pada hasil-hasil tersebut memiliki arti fisik bahwa elevator didefleksikan ke atas.



Gambar 13 Kurva trim bidang kendali elevator.

3.7 Prestasi Terbang

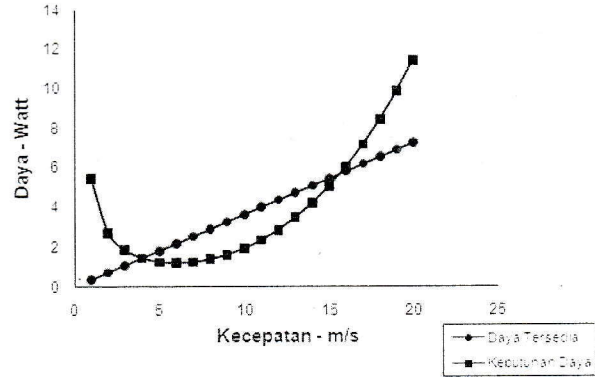
Analisis prestasi terbang memberi gambaran karakteristik desain TFA-136. Hasil analisis ini akan dibandingkan dengan target DR&O, untuk mengetahui apakah desain TFA-136 mampu memenuhi target tersebut atau tidak.

Perhitungan besar gaya dorong motor pada kondisi statik diperlukan untuk mengetahui kemampuan motor dalam operasi TFA-136. Analisis ini dilakukan menggunakan pendekatan empiris dengan persamaan (5) dari referensi [10]. Besarnya putaran motor per menit N adalah 9800 pada kondisi throttle 75 % dan harga efisiensi propeller η_p diasumsikan sebesar 0,80 untuk kondisi tanpa gearbox.

$$T = \eta_p \frac{D_p^4 p^{2/3} N^2}{F} \quad (5)$$

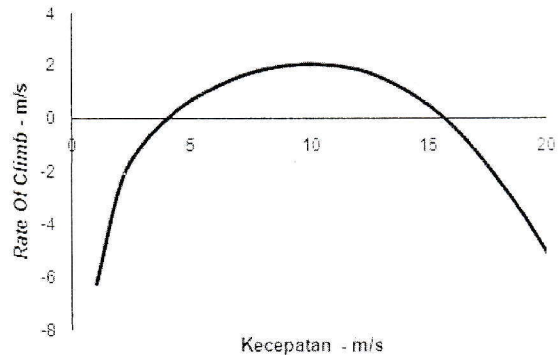
Diameter propeller D_p yang digunakan adalah 4 inci, dan sudut pitch 3 derajat. Hasil perhitungan dengan persamaan (5) mendapatkan nilai gaya dorong motor pada kondisi statik sebesar 37,2 gram.

Hasil analisis gaya dorong motor kemudian digunakan untuk melakukan perhitungan besar daya yang tersedia untuk penerbangan TFA-136. Hal ini diperlukan untuk memastikan terdapat rentang daya yang cukup agar MAV TFA-136 dapat melakukan penerbangan dengan baik. Kurva daya pada Gambar (14) menampilkan perbedaan antara kurva daya tersedia dan kurva daya yang dibutuhkan.



Gambar 14 Kurva daya TFA-136.

Perbandingan daya pada gambar tersebut memperlihatkan bahwa daya yang tersedia lebih besar dari kebutuhan daya pada rentang kecepatan 4 sampai 16 m/det. Untuk rentang kecepatan ini, TFA-136 memiliki cukup daya untuk melakukan manuver menanjak dan akselerasi. Hasil analisis ketersediaan daya kemudian digunakan untuk menganalisis kecepatan terbang menanjak atau rate of climb berdasarkan referensi [6].



Gambar 15 Kecepatan terbang menanjak TFA-136

Gambar (15) menunjukkan kurva rate of climb atau kecepatan tanjak terhadap kecepatan terbang. Dari gambar tersebut diketahui bahwa kecepatan menanjak maksimum TFA-136 adalah 2,1 m/det pada kecepatan jelajah 10 m/det. Dengan demikian, waktu yang diperlukan untuk mencapai ketinggian terbang jelajah pada kisaran 10 meter adalah kurang lebih 4 detik.

Lama terbang maksimum ditentukan berdasarkan besar kapasitas baterai yang dibawa dan tingkat konsumsi energi dari tiap-tiap komponen elektrik yang digunakan. Dengan mengetahui tingkat konsumsi energi maksimum dari tiap-tiap komponen dapat diestimasi lama terbangnya. Tabel (12) menyajikan data komponen sistem elektrik yang digunakan berikut besar arus listrik yang diperlukan.

Tabel 12 Pemakaian arus listrik tiap komponen

Komponen	Jumlah	Arus, A
Motor	1	1,61
Servo	3	0,33
Receiver	1	0,42

Dengan perhitungan sederhana didapatkan bahwa pemakaian arus listrik sistem pendukung penerbangan

tiap menitnya adalah sebesar 50,3 mA. Baterai yang dipilih adalah *lithium-polymer* 2 sel dengan kapasitas 340 mAh. Dengan demikian lama penerbangan yang dapat didukung oleh baterai adalah 6,8 menit.

3.8 Rekapitulasi Desain

Tabel (13) menampilkan perbandingan antara karakteristik persyaratan dan sasaran perancangan yang telah ditetapkan sebelumnya dengan hasil rancangan. Terlihat bahwa dua dari tiga karakteristik utama telah dipenuhi kecuali karakteristik berat yang lebih berat 3,4% dari yang ditargetkan.

Tabel 13 Perbandingan DR&O dengan hasil desain.

Karakteristik	DR&O	Rancangan
Berat	85 gram	87,9 gram
Kecepatan	6-10 m/det	9,0 m/det
Lama terbang	5 menit	6.8 menit

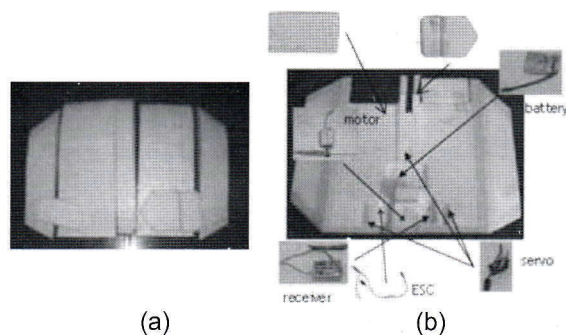
4 TAHAPAN KONSTRUKSI

Proses dan konsep konstruksi TFA-136 tidak berbeda dengan konstruksi pesawat model pada umumnya, terutama pesawat model yang dibuat secara sederhana dengan menggunakan material kayu balsa dan *styrofoam*. Konstruksi diawali dengan mencetak pola geometri dari masing-masing komponen dengan skala penuh dan diakhiri dengan integrasi komponen.

4.1 Konstruksi Komponen Utama

Konstruksi sayap terdiri dari beberapa bagian sayap yaitu *inboard* sayap, *outboard* sayap, dan sayap tengah. Material yang digunakan adalah *styrofoam* dengan ketebalan 3 centimeter. Material dipotong sesuai dengan pola rancangan.

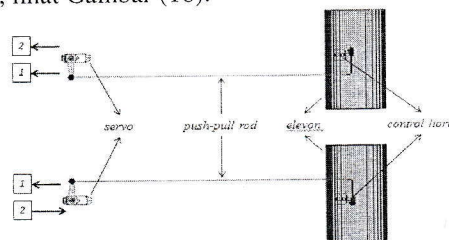
Bagian-bagian ini kemudian diintegrasikan menggunakan lem khusus *styrofoam* dan selotip kertas. Proses konstruksi yang sama juga dilakukan dalam pembentukan ekor dan bidang kendali menggunakan *styrofoam* dengan ketebalan 1 centimeter. Gambar (16. a) menunjukkan komponen-komponen yang sudah dipotong dan belum diintegrasikan.



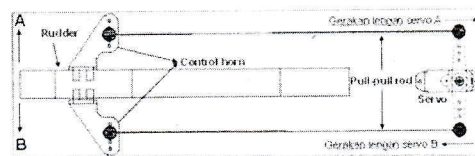
Gambar 16 (a) Hasil konstruksi sayap TFA-136 dan (b) Integrasi TFA-136 [4]

4.2 Konstruksi Sistem Kendali

Sistem kendali dibuat untuk menggerakkan bidang kendali *elevon* dan *rudder* melalui pergerakan servo elektrik. Jumlah servo untuk menggerakkan bidang kendali *rudder* adalah 1 buah, sedangkan untuk menggerakkan *elevon* adalah 2 buah servo. Gerak servo diteruskan menjadi gerak bidang kendali menggunakan komponen batang yang terbuat dari kayu balsa untuk *elevon*, lihat Gambar (17), dan benang nylon untuk *rudder*, lihat Gambar (18).



Gambar 17 Skema sistem kendali *elevon*

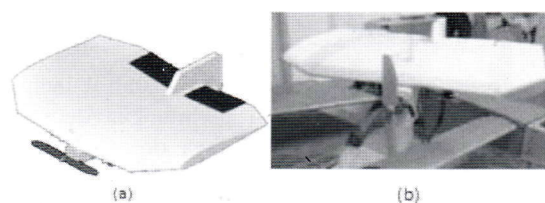


Gambar 18 Skema sistem kendali *rudder*.

4.3 Integrasi

Tahapan integrasi *airframe* dilakukan dengan cara merekatkan bagian-bagian *airframe* tersebut, kemudian diperkuat dengan selotip. Komponen sistem lainnya diintegrasikan dengan cara melubangi bagian dari *airframe* yang nantinya akan digunakan untuk tempat peletakan komponen-komponen ini, Gambar (16.b).

Kesulitan mendapatkan komponen sistem motor elektrik dan servo dengan ukuran dan berat yang diharapkan membuat kompromi desain perlu dilakukan. Kompromi dilakukan dengan menggunakan komponen lain yang ada meski dengan spesifikasi yang lebih rendah. Konsekuensinya terutama terjadi pada penambahan berat total menjadi 99 gram dari berat rancangan 87,9 gram. Gambar (19) menampilkan TFA-136 rancangan dan hasil produksi. Letak c.g. setelah konstruksi juga mengalami pergeseran seperti terlihat pada Tabel (14).



Gambar 19 (a) Gambar rancangan dan (b) hasil produksi

Tabel 14 Perubahan c.g. sebelum dan setelah konstruksi

Kondisi	Tahapan	
	Pra Konstruksi	Paska Konstruksi
CG Terdepan (% m.a.c)	17,7	21,5
CG Terbelakang (% m.a.c)	22,8	23

5 TAHAP PENGUJIAN DAN EVALUASI

5.1 Pengujian

Pengujian yang dilakukan pada tahap ini bertujuan untuk melihat karakteristik terbang TFA-136, terutama yang berkaitan dengan dinamika terbangnya. Dalam pengujian ini belum dilakukan pengukuran kuantitatif untuk mengetahui karakteristik aerodinamika dan prestasi terbangnya.

Dalam pengujian fungsional, dipastikan bahwa seluruh sistem dapat berfungsi dengan baik disamping memastikan integritas wahana saat sistem-sistem tersebut difungsikan. Sistem yang diuji adalah sistem *remote control* untuk pengiriman sinyal perintah, sistem propulsi dan sistem kendali. Jika dalam pengujian terdapat kekurangan-kekurangan, maka perlu dilakukan perbaikan. Hasil pengujian akhir menunjukkan bahwa semua sistem dapat berfungsi dengan baik. Melalui pengujian statik, diperoleh data bahwa gaya dorong motor elektrik dapat mencapai 40 gram.

Pengujian dilanjutkan dengan uji layang. Uji layang dilakukan dengan melontarkan pesawat TFA-136 dan memperhatikan karakteristik pesawat saat terbang layang tanpa propulsi. Pengujian ini dilakukan dengan tujuan untuk mendapatkan letak c.g. yang sesuai. Dari hasil pengujian didapatkan bahwa letak c.g. pada 22% mac memberikan karakteristik terbang layang yang terbaik. Seperti dalam perhitungan sebelumnya, letak c.g. di belakang 25% mac, yaitu pada 30% mac membuat wahana tidak stabil longitudinal.

Kesulitan yang muncul adalah pada tingginya kecepatan awal yang harus diberikan saat pelontaran dan besarnya sudut layang akibat relatif kecilnya efisiensi aerodinamika untuk pesawat jenis ini. Kesulitan tersebut menyebabkan, karakteristik terbang lainnya sulit untuk diamati. Tingginya kecepatan terbang TFA-136 juga menyulitkan saat pengujian terbang bermotor, sehingga belum diperoleh penerbangan dengan waktu yang relatif panjang untuk mengetahui efektifitas bidang kendali.

Sebagai penggantinya dilakukan pengujian di terowongan angin. Melalui pengujian ini diketahui bahwa efektifitas bidang kendali belum semuanya sesuai harapan. Elevator dapat berfungsi secara efektif untuk mengendalikan gerak pitch. Demikian juga untuk rudder dapat secara efektif mengendalikan gerak yaw. Diamati bahwa gerak rudder tidak secara signifikan mempengaruhi gerak roll. Lain halnya untuk bidang kendali aileron. Efektifitas bidang kendali ini dinilai kurang untuk mengendalikan gerak roll. Defleksi rudder diperlukan untuk membantu gerak roll yang berarti juga melakukan gerak yaw pada saat yang sama.

5.2 Diskusi dan Perbaikan Desain

Dari hasil pengujian dapat disimpulkan beberapa hal berikut:

Wahana MAV TFA-136 belum dapat memenuhi target berat yang diharapkan karena ketidaktersediaan komponen sistem elektronik yang diperlukan, namun berat ini masih sedikit lebih

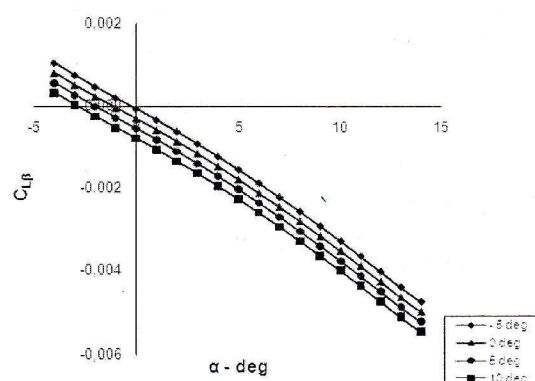
ringan dari target berat wahana bila sudah dilengkapi dengan camera;

- Letak titik berat ideal berdasarkan pengujian layang adalah pada posisi 22% mac; Letak titik berat ideal ini berlaku baik dengan atau tanpa kamera;
- Pengujian statik gaya dorong menunjukkan sistem propulsi mampu menghasilkan gaya dorong statik sebesar 40 gram, lebih besar dari prediksi awal sebesar 37,2 gram;
- Tingginya kecepatan terbang wahana menyebabkan pengujian terbang menjadi relatif sulit; untuk pengujian terbang bermotor diperlukan pilot yang memiliki pengalaman terbang yang cukup untuk mengendalikan wahana terbang tidak konvensional;
- Pengujian terowongan angin menunjukkan bahwa bidang kendali elevator dan rudder sudah cukup efektif untuk mengendalikan gerak pitch dan yaw, namun bidang kendali aileron masih dirasakan belum efektif;

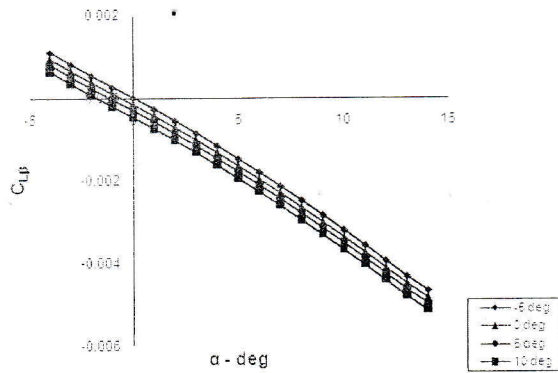
Untuk meningkatkan kualitas terbang TFA-136, terutama yang berkaitan dengan gerak roll, dua hal dapat dilakukan: meningkatkan besar momen roll untuk pengendalian dan meningkatkan karakteristik kestabilan statik roll. Hal pertama dilakukan dengan memperluas aileron atau menambah panjang lengan momennya dengan meletakkan aileron di bagian ujung luar sayap.

Peningkatan karakteristik kestabilan statik roll dapat dilakukan dengan menambah sudut hedral sayap bagian dalam (*inboard*) dan/atau sayap bagian luar (*outboard*). Studi beberapa variasi sudut hedral terhadap koefisien $C_{L\beta}$ ditunjukkan pada Gambar (20) dan (21). Perhitungan dilakukan dengan menggunakan perangkat lunak DATCOM [7]

Grafik pada Gambar (20) dan (21) memperlihatkan bahwa semakin besar nilai sudut hedral yang diberikan pada bagian *inboard* dan/atau *outboard* sayap, maka nilai koefisien $C_{L\beta}$ juga semakin negatif. Dengan kata lain penambahan sudut hedral dapat meningkatkan stabilitas gerak roll. Apabila dibandingkan lebih lanjut, didapatkan bahwa penambahan sudut hedral pada sayap bagian dalam memberikan peningkatan kestabilan dari pada sayap bagian luar.



Gambar 20 Pengaruh sudut hedral *inboard* sayap.



Gambar 21 Pengaruh sudut hedral *outboard* sayap.

6 KESIMPULAN

Rancang bangun sebuah *Micro Air Vehicle* (MAV) telah dapat dilakukan. Hasil rancangan menunjukkan bahwa persyaratan dan sasaran perancangan telah dapat dipenuhi, kecuali untuk target berat. Wahana TFA-136 yang dirancang memiliki konfigurasi *tailless* atau tanpa ekor datar dengan panjang span sayap 30 cm dan berat tanpa kamera adalah 99 gram.

Konsep perancangan yang diterapkan adalah memanfaatkan material dan komponen yang dapat didapatkan dengan relatif mudah. Hal ini juga yang menyebabkan target berat tidak dapat dicapai karena tidak tersedianya sistem elektronik dengan berat yang diharapkan.

Pengujian awal menunjukkan bahwa TFA-136 memiliki karakteristik terbang yang memadai. Perbaikan masih perlu dilakukan untuk meningkatkan efektifitas pengendalian gerak roll. Pengujian lebih lanjut berupa pengujian terbang bermotor perlu dilakukan oleh pilot berpengalaman. Tingginya kecepatan terbang dan konfigurasi wahana yang tidak biasa memerlukan keahlian tersendiri untuk menerbangkannya.

Secara keseluruhan, proses rancang bangun yang dilakukan telah memberikan pemahaman yang lebih mendalam pada aspek teoritis dan praktis terhadap pengembangan MAV. Proses ini juga dapat mengukur secara umum kualitas estimasi perhitungan dari metoda yang ada untuk diterapkan pada wahana jenis MAV.

NOMENKLATUR

MAV	= <i>Micro Air Vehicle</i>
CAD	= <i>Computer-aided Design</i>
ρ	= Kerapatan jenis
S_w	= Luas sayap

b_w	= Panjang bentang sayap
S_T	= Luas Ekor
L_T	= Jarak pusat aerodinamika sayap dan ekor.
c_T	= <i>Tail volume coefficient</i>
mac	= <i>Mean aerodynamic chord</i>
c.g.	= Titik pusat massa
$C_{M\alpha}$	= Koefisien momen <i>pitch</i>
$C_{L\beta}$	= koefisien momen <i>roll</i>
$C_{N\beta}$	= koefisien momen yaw
C_L	= Koefisien gaya angkat
C_D	= Koefisien gaya hambat
C_{mCL}	= Koefisien momen fungsi gaya angkat.
T	= Gaya dorong motor listrik
D_p	= Diameter <i>propeller</i> .
P	= Sudut <i>pitch propeller</i>
N	= Putaran motor permenit
η_P	= Efisiensi <i>propeller</i>
F	= Tetapan perhitungan gaya dorong

DAFTAR PUSTAKA

1. Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030, Office of Secretary of Defense, *Department of Defense*, USA, 2005
2. J. M. Grasmeyer dan M. T. Keenon, *Development of the Black Widow Micro Air Vehicle*, AIAA Paper 2001-0127, 2001.
3. R. J. Wood, S. Avadhanula, E. Steeltz, M. Seeman, J. Entwistle, A. Bachrach, G. Barrows, S. Sanders dan R. S. Fearing, Design, Fabrications, and Initial Results of a 2 g Autonomous Glider, *IEEE Report*, Centeye, Inc., Washington DC, 2005.
4. A. H. Wijaya, Rancang Bangun Micro Air Vehicle Tailless Flying Aircraft TFA-136, *Laporan Tugas Akhir*, Institut Teknologi Bandung, 2008.
5. F. Barnhart, M. Cuipa, D. Stefanik dan Z. Swick, *Micro Aerial Vehicle Design With Low Reynolds Number Airfoil*, 2004.
6. D. P. Raymer, *Aircraft Design, A Conceptual Approach*, Ohio, AIAA Education Series, 1989.
7. *The USAF Stability and Control DATCOM Volume 1: User Manual*, McDonnell Douglas Aeronautics Company, 1979.
8. T. J. Mueller, Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, *Progress in Aeronautics and Astronautics Volume 1 1995*, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
9. <http://mh-aerotoools.de>, diakses tanggal 25 Maret 2008.
10. P. K. Burdman, Design of A MAV, *Aircraft Project Course*, Linkoping University, 2004.