

PERANCANGAN AWAL *SCALE MODEL* GLIDER STTA-25-02_SAILPLANE

Hendrix N.F¹, Buyung Junaidin², M. Fatha Mauliadi³
Prodi Teknik Penerbangan
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jalan Janti Blok R Lanud Adisutjipto, Yogyakarta
¹firmasnyah.hendrix@gmail.com
³m.fathamauliadi@gmail.com

Abstract

The knowledge and experience in aircraft design, especially for glider or sailplane are very important to have. Today, process of designing glider developed so rapidly, especially in America and Europe, one of the significant achievement is the performance aspect of glider. For example, the German-built Eta has a wingspan 30.78 m, aspect ratio 51 and wing loading 50.97 kg/m², with glide angle of 0.8 degree and 3 km altitude, the glider able to fly 213 km in horizontal direction. Therefore, as the first step to understand the preliminary design of glider, it is important to start with designing a scale model glider STTA-25-02_Sailplane. The goals of this design are to get geometry and configuration of the glider, to obtained stability of glider and to gain performance data that meet with design requirements and objectives data (DR&O). The conclusions from the preliminary design of scale model glider STTA-25-02_Sailplane are the geometry and configuration are good, for example the achievement in performance, the minimum sink rate 0.52 m/s, the glide ratio more than 20 at a cruising speed over 13 m/s, stall speed 11.45 m/s at angle of attack 0 degree. In addition glider STTA-25-02_Sailplane has static and dynamic stability, the static stability condition is indicated by the value of trim angle is positive 1 degree, curve of $C_{m\alpha}$ and $C_{l\beta}$ has negative slope, $C_{n\beta}$ curve has positive slope. The dynamic stability condition is indicated by the eigen value for each mode of movement are negative except on phugoid and spiral mode, eigen value for short period -5.7681 ± 7.0010 , phugoid 0.0403 ± 1.1136 , root damping -32.6243 , dutch roll -1.0468 ± 3.4891 and spiral 0.1467. Positive eigen value on phugoid and spiral mode can be solved by adding a control parameter of the control surfaces.

Keywords: Performance, Preliminary design, Scale model sailplane, Stability

Abstrak

Wawasan serta pengalaman dalam proses perancangan pesawat khususnya pesawat glider (*sailplane*) penting untuk dimiliki. Hingga saat ini proses perancangan pada pesawat glider berkembang begitu pesat khususnya di Amerika dan Eropa, salah satu capaian yang cukup signifikan adalah dari aspek prestasi terbang. Sebagai contoh, glider Eta buatan Jerman memiliki bentang sayap 30.78 m, nilai *aspect ratio* 51 dan *wing loading* 50.97 kg/m², dengan sudut gliding 0.8^o dari ketinggian 3 km, glider mampu terbang sejauh 213 km. Dengan demikian maka sebagai langkah awal dalam upaya memahami konsep perancangan pesawat glider maka penting untuk memulai dari langkah kecil yaitu merancang *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane. Adapun tujuan akhir dari perancangan ini adalah mendapatkan data geometri dan konfigurasi yang optimal, memperoleh data kestabilan yang baik serta mendapatkan data prestasi terbang yang sesuai dengan data *design requirement & objective* (DR&O). Kesimpulan yang diperoleh dari hasil analisis *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane memiliki geometri dan konfigurasi yang cukup baik. Hal ini terbukti dengan nilai prestasi terbang untuk *minimum sink rate* 0.52 m/s, *glide ratio* lebih dari 20 pada kecepatan terbang diatas 13 m/s, *stall speed* 11.45 m/s pada sudut serang 0^o. Selain itu glider STTA-25-02_Sailplane memiliki kestabilan terbang statik dan dinamik, hal ini ditunjukkan dengan nilai sudut trim (*trim angle*) positif yaitu 1^o, slope dari kurva $C_{m\alpha}$ dan $C_{l\beta}$ negatif, slope kurva $C_{n\beta}$ positif serta nilai *eigen value* untuk setiap mode pergerakan bernilai negatif kecuali pada mode gerak *phugoid* dan *spiral*, nilai *short period* $-5.7681 \pm$

7.0010, *phugoid* 0.0403 ± 1.1136 , *roll damping* -32.6243 , *dutch roll* -1.0468 ± 3.4891 dan *spiral* 0.1467 . Nilai positif pada mode gerak *phugoid* dan *spiral* dapat diatasi dengan menambahkan parameter kontrol dari permukaan kendali (*control surfaces*).

Kata kunci: Kestabilan terbang, Perancangan, Performa, *Scale model sailplane*

1. Pendahuluan

Keinginan untuk terbang layaknya seekor burung telah lama dipikirkan oleh manusia sehingga menggerakkan mereka untuk melakukan berbagai eksperimen dan percobaan untuk mewujudkan hal tersebut. Dimulai dari keberhasilan ilmuwan muslim Abbas Ibnu Firnas pada tahun 852 M, setelah ia melakukan percobaan terbang dengan prototipe pesawat glidernya. Capaian tersebut diakui pula oleh sejarawan barat, Philip K Hitti dalam bukunya *History of the Arabs*, ia menyebutkan, “Ibnu Firnas adalah manusia pertama dalam sejarah yang melakukan percobaan ilmiah untuk melakukan penerbangan”. Setelah itu pada abad ke-15 Leonardo da Vinci membuat sketsa sebuah mesin terbang yang diberi nama Ornithopter, namun belum diketahui kemampuan terbang dari alat tersebut. Pada tahun 1891, seorang ilmuwan Jerman, Otto Lilienthal sukses melakukan penerbangan glider yang terdokumentasi, sehingga ia dijuluki sebagai “The Glider King”, raja glider. Kesuksesan Otto Lilienthal diikuti pula oleh Wright Brother, pada tahun 1903 berhasil menerbangkan glider terbaiknya dengan menambahkan sebuah *engine* (mesin pendorong). Dimulai pada tahun 1906, olahraga glider berkembang sangat pesat. Hal ini didukung oleh pembuktian ilmiah yang dilakukan oleh Austrian Robert Kronfeld bahwa *thermal lift* (gaya angkat termal) dapat dimanfaatkan untuk menambah ketinggian glider. Hingga sekarang glider banyak dimanfaatkan untuk kejuaraan, latihan terbang untuk calon penerbang militer maupun sipil dan sebagai sarana rekreasi udara.

Dengan mengacu kepada fakta sejarah dan kondisi terkini yang telah dipaparkan di atas maka diperlukan adanya upaya untuk mengembangkan teknologi penerbangan khususnya pesawat glider di Indonesia. Hal ini bisa dilakukan dari langkah yang sederhana yakni melakukan perancangan sebuah model berskala atau *scale model glider*, sehingga dapat dipahami bagaimana konsep perancangan dari pesawat glider. Adapun tujuan dari proses perancangan ini adalah untuk memperoleh data geometri dan konfigurasi dari glider rancangan, mendapatkan data kestabilan terbang serta mendapatkan data prestasi terbang yang sesuai dengan data DR&O (*design requirement & objective*) yang telah ditetapkan.

2. Metode Penelitian

2.1 Tinjauan Umum Perancangan

Scale model glider STTA-25-02_Sailplane dalam perancangan sebenarnya merupakan jenis *high performance glider* dengan 2 seat dan panjang *span* 25 m. Pengambilan nama STTA-25-02_Sailplane diambil dari nama lembaga pendidikan di mana penulis pernah menimba ilmu yaitu STTA Yogyakarta (Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto), angka 25 bermakna glider yang dirancang memiliki panjang bentang sayap 25 m, angka 02 bermakna terdapat 2 seat posisi *tandem*, dan istilah *sailplane* menunjukkan istilah selain glider yang sering digunakan dalam istilah manufaktur untuk menyatakan jenis glider yang didesain untuk dapat terbang secara efisien dan mampu meningkatkan ketinggian terbangnya hanya dengan memanfaatkan gaya-gaya alam seperti *thermal* dan *ridge wave*.

2.2 Obyek Perancangan

Obyek perancangan yang menjadi fokus dalam jurnal ilmiah ini adalah menghasilkan rancangan awal dari model berskala (*scale model*) glider STTA-25-02_Sailplane. Dimulai

dari tahap penentuan konfigurasi dan geometri, hingga tahapan pemodelan dan pengujian model, sehingga diperoleh data performa hasil pengujian yang sesuai dengan DR&O (*Design Requirement & Objective*).

2.3 Metode Pengumpulan Data

Metode pengumpulan data yang digunakan adalah metode studi literatur. Untuk itu dibutuhkan sumber-sumber data dan materi yang dapat dipertanggungjawabkan kevalidannya. Berikut beberapa sumber yang digunakan:

1. Dokumen resmi FAA -Glider Flying Handbook-, sebagai sumber dasar teori terkait materi glider.
2. Brosur resmi manufaktur glider, sebagai sumber data geometri dari glider pembeding.
3. Buku atau E-book, sebagai referensi dalam proses perancangan awal dari glider STTA-25-02_Sailplane.
4. *Website* resmi, sebagai sumber data tambahan.

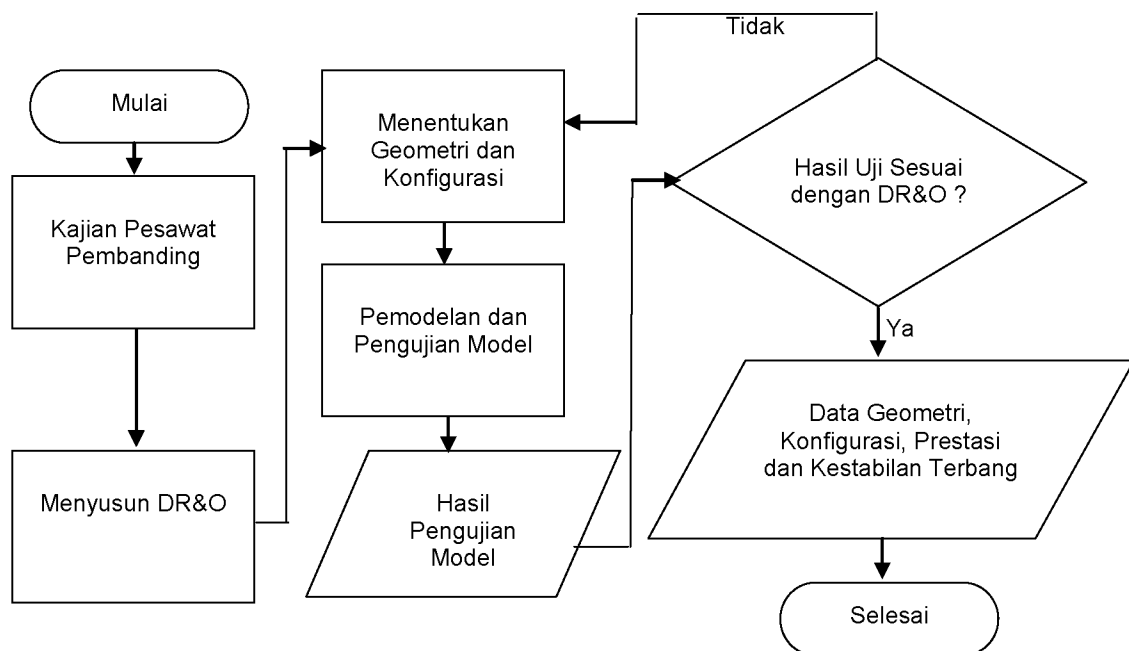
2.4 Perangkat Lunak yang Digunakan

Berikut perangkat lunak yang digunakan dalam perancangan *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane:

1. CATIA V5: membantu dalam melakukan pemodelan dan melihat propertis dari glider rancangan.
2. XFLR5: membantu dalam melakukan analisis prestasi dan kestabilan terbang dari glider rancangan. *Software* ini digunakan juga oleh LAPAN (Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional) dalam proses analisis pesawat UAV (*unmanned aerial vehicle*).

2.5 Tahapan Perancangan

Tahapan perancangan disusun dalam bentuk bagan alur (*flow chart*) sebagaimana gambar 1 berikut:



Gambar 1. Diagram Alir Proses Perancangan *Scale model glider* STTA-25-02_SP

3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Data DR&O (*Design Requirement & Objective*)

Berikut data DR&O yang menjadi acuan dalam proses perancangan *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane.

Tabel 1. Data DR&O dari *Scale model glider* STTA-25-02_Sailplane

Parameter	Keterangan/ Nilai
Aspek Geometri	
Bentang Sayap (<i>Span</i>)	3 m
Aspek Konfigurasi	
Posisi Sayap (<i>Wing</i>)	<i>Mid-Wing</i>
Konfigurasi Ekor (<i>Tail</i>)	<i>T-Tail</i>
Aspek Prestasi dan Kestabilan	
<i>Stall speed & cruise speed</i>	$\leq 12\text{m/s} \ \& \ \leq 20 \text{ m/s}$
<i>Minimum Sink Speed</i>	$\leq 1.0 \text{ m/s}$
<i>Glide Ratio (L/D)</i>	≥ 20
Kestabilan Statik (<i>Static Stability</i>)	<i>Trim angle</i> positif; $C_{m\alpha}$ negatif ; $C_{l\beta}$ negatif ; $C_{n\beta}$ positif
Kestabilan Dinamik (<i>Dinamic Stability</i>)	Nilai <i>eigenvalue</i> negatif untuk <i>Short period, Phugoid, Roll damping, Dutch roll dan Spiral</i>
Aspek Struktur	
Material Utama	<i>Composite Fiberglass</i>

3.2 Data Pesawat Pemanding

Berikut data glider pemanding yang digunakan sebagai referensi dalam perancangan.

Tabel 2. Data Geometri dari Glider Pemanding

Nama Glider Parameter	Discus 2b	Ventus 2cx	DG-600 M	Cirrus	Discus	ASW-28	Nimbus 4D	Duo Discus T
	<i>Wing Span, b (m)</i>	4	4.8	4.8	4.5	4.3	4.09	4
<i>Fuselage Length, f (m)</i>	1.8	1.8	1.83	1.73	1.88	1.5	1.36	1.7
<i>Wing Area, S (m²)</i>	0.71	0.82	0.82	0.81	0.87	0.674	0.45	0.67
<i>Wing Loading (kg/m²)</i>	8	7.8	6.2	7.4	6.3	6.68	6.2	6.2
<i>Flying Mass (kg)</i>	5,7	6,4	5,0	6,0	5,7	4,0	2,8	4,2
<i>Aspect ratio</i>	22.54	28.10	28.10	25.00	21.25	24.82	35.56	23.88

Sumber: <http://www.icare-rc.com>, diakses tanggal 20 Juni 2016

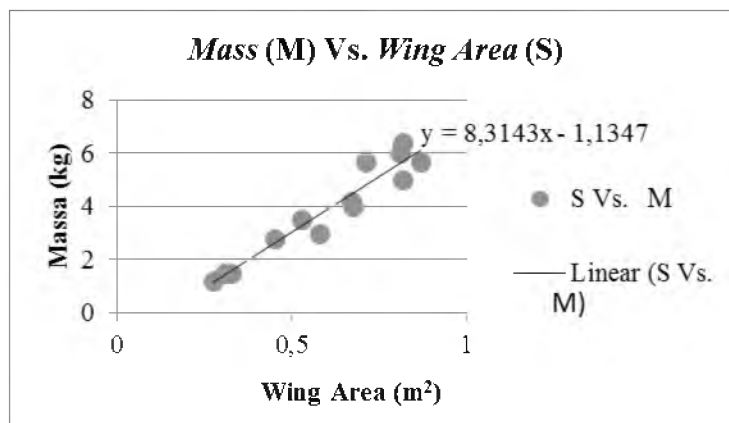
Tabel 3. Data Geometri dari Glider Pemanding

Nama Glider Parameter	ASW 28-18	DG-1000 FG	Nimbus 4D	ASH-26	DG-600	Nimbus 4	Duo Discus
<i>Wing Span</i> , b (m)	3	3.7	3.3	3	3	2.6	2.5
<i>Fuselage Length</i> , f (m)	1.09	1.58	1.18	1.16	1.45	0.78	1.18
<i>Wing Area</i> , S (m ²)	0.31	0.53	0.327	-	0.58	-	0.277
<i>Wing Loading</i> (kg/m ²)	4.8	6.6	4.6	-	5.1	-	4.3
<i>Flying Mass</i> (kg)	1,5	3,5	1,5	2,2	3,0	1,2	1,2
<i>Aspect ratio</i>	29.03	25.83	33.30	-	15.52	-	22.56

Sumber: <http://www.icare-rc.com>, diakses tanggal 20 Juni 2016

3.3 Menentukan Nilai Berat Total

Metode yang digunakan dalam menentukan berat awal dari glider rancangan adalah metode regresi linier, sehingga didapat nilai berat total yang sesuai.

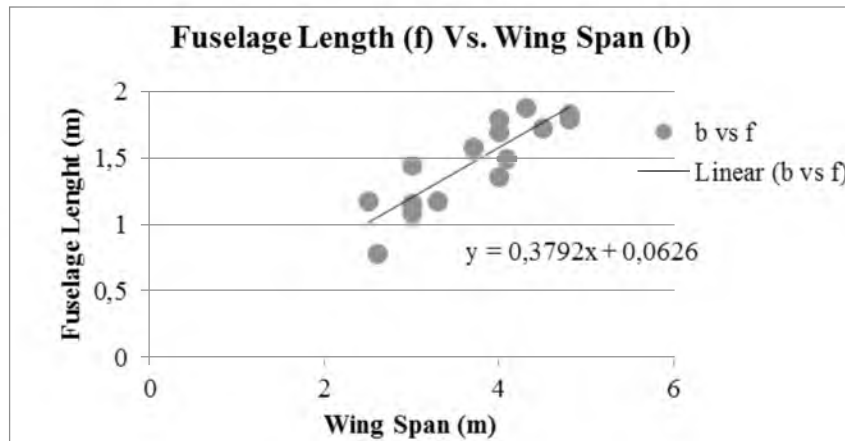


Gambar 2. Grafik Regresi Linier dari *Scale model* glider

Sebagai nilai awal dari glider rancangan untuk *scale model*, penulis menggunakan persamaan regresi pada gambar 2 di atas. Berdasarkan DR&O bahwa panjang bentang sayap untuk pesawat rancangan yaitu 3 meter, dari data glider pemanding diperoleh nilai rata-rata *aspect ratio* (AR) yaitu 25.81, maka diperoleh nilai awal untuk luasan sayap yaitu 0.35 m. Sehingga nilai massa total untuk glider rancangan sebesar 1.77 kg (17.346 N).

3.4 Menentukan Geometri Glider Rancangan

- A. Geometri *Fuselage*
 - a. Panjang *fuselage*



Gambar 3. Grafik Regresi Linier dari *Scale model glider*

Dengan menggunakan persamaan regresi gambar 3 di atas, diperoleh nilai panjang *fuselage* yaitu 1.20 m.

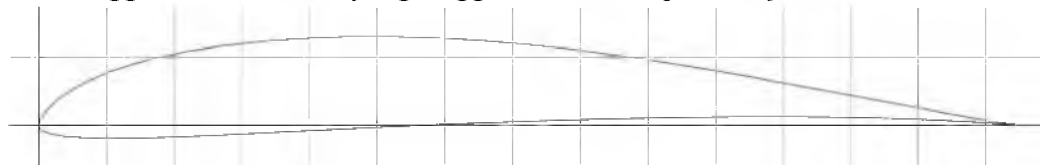
b. Dimensi kokpit

Untuk glider sebenarnya rata-rata nilai tinggi kokpit dari *seat* menuju kanopi sebesar 0.9 m dan lebar ruang untuk pilot sebesar 0.7 m. Jadi untuk tinggi dan lebar total kokpit masing-masing sebesar 1.20 m dan 0.8 m. Adapun untuk *scale model glider* diambil nilai 12%, sehingga nilai masing-masing menjadi 0.144 m dan 0.096 m.

B. Geometri Sayap

a. *Airfoil*

Airfoil yang digunakan dalam perancangan *scale model* glider STTA-25-02_Sailplane adalah *airfoil* dengan tipe Selig yaitu S3420. *Airfoil* ini dipilih dengan beberapa pertimbangan antara lain nilai C_l tinggi pada sudut serang 0^0 , nilai (C_l/C_d) maks tinggi dan sudut *stall* yang tinggi. Berikut tampilan *airfoil* S4320.



Gambar 4. Tampilan Airfoil S4320

Sumber: <http://airfoiltools.com/>, diakses tanggal 23 Juni 2016

b. *Planform* Sayap

Planform sayap yang diadopsi dalam perancangan ini adalah *planform* sayap Arcus. Berikut data beberapa parameter *planform* sayap Arcus.

Tabel 4. Data *Planform* Sayap Arcus

Paramater	Keterangan
<i>Wing Span</i> , b (m)	3
<i>Wing Area</i> , S (m ²)	0.362
<i>Aspect ratio</i> , AR	24.83
<i>Taper ratio</i> , λ	3.085
<i>Root-Tip Sweep</i> (deg)	2.462
MAC (m)	0.127

C. Geometri *Empennage*a. *Airfoil*

Karakteristik *airfoil* untuk ekor vertikal dan horisontal adalah *airfoil* simetris yaitu jenis *airfoil* tipis (*thin airfoil*) untuk mengurangi *induce drag*, sehingga dalam hal ini dipilih *airfoil* NACA 0006 yaitu *airfoil* dengan ketebalan 6% dari panjang *chord*.

b. Geometri *Empennage*

Dalam menentukan geometri *empennage* dapat diperoleh dengan persamaan berikut (Raymer, 1992).

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_w S_w}{L_{VT}} \quad (1)$$

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{C}_w S_w}{L_{HT}} \quad (2)$$

$$b_{tail} = \sqrt{AR \cdot S_{tail}} \quad (3)$$

$$c_{root} = \frac{2 \cdot S_{tail}}{b_{tail} \cdot (1 + \lambda)} \quad (4)$$

$$c_{tip} = \lambda \cdot c_{root} \quad (5)$$

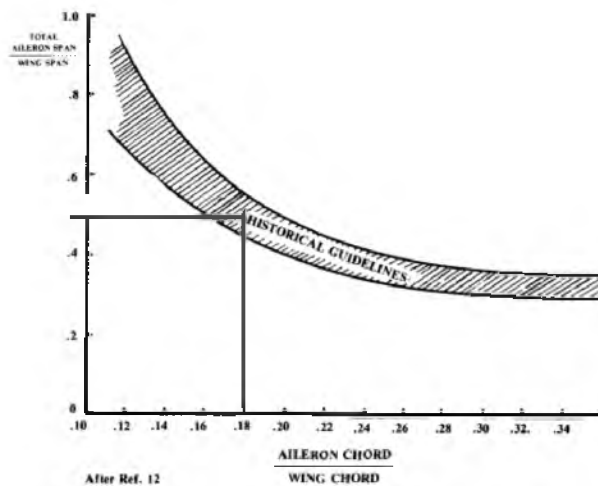
Berikut data geometri *empennage* dari *scale model* glider STTA-25-02_Sailplane yang diperoleh dengan menggunakan persamaan di atas.

Tabel 5. Data Geometri *Empennage*

Parameter	Keterangan	
	<i>Vertical tail</i>	<i>Horizontal Tail</i>
Area, S (m ²)	0.030	0.032
Span, b (m)	0.246	0.565
Aspect ratio, AR	2	10
Taper ratio, λ	0.6	0.5
Chord Root	0.154	0.075
Chord Tip	0.092	0.038

D. Geometri Permukaan Kendali (*Control Surface*)a. *Aileron*

Dengan mengacu kepada kurva *aileron guideline* penulis menentukan persentase *span* untuk *aileron* yaitu 50%, sehingga di dapat nilai persentase *aileron chord* sebesar 18%. Sehingga diperoleh panjang *span* total untuk *aileron* yaitu 1.5 m, seperti terlihat pada kurva berikut.



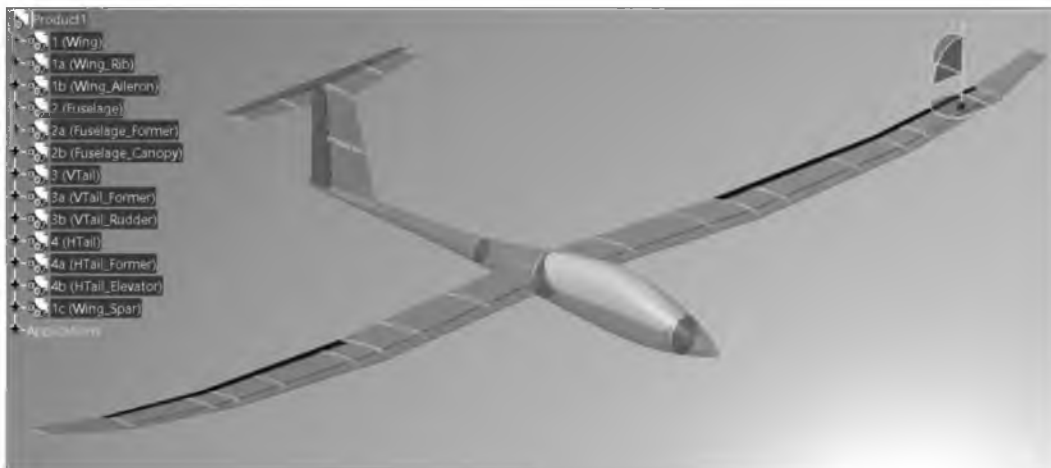
Gambar 5. Aileron Guideline persentase Chord vs. Persentase Span (Raymer, 1992)

b. Elevator dan Rudder

Untuk elevator dan rudder dapat ditentukan persentase chord antara 25% sampai dengan 50%, dalam hal ini penulis mengambil nilai untuk chord yaitu 30% dan span untuk elevator dan rudder yaitu 100% (Raymer, 1992).

3.5 Data Geometri Dari Scale Model Glider STTA-25-02_Sailplane

Berikut hasil pemodelan dan data geometri dari scale model glider STTA-25-02_Sailplane.



Gambar 6. Pemodelan glider rancangan menggunakan Catia V5

Tabel 6. Data geometri dari *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane

Komponen	Parameter	Keterangan / Nilai
Sayap (<i>wing</i>)	<i>Wing Span</i> , b (m)	3
	<i>Wing Area</i> , S (m ²)	0.362
	<i>Aspect ratio</i> , AR	24.830
	<i>Taper ratio</i> , λ	3.085
	<i>Root-Tip Sweep</i> (deg)	2.462
	MAC (m)	0.127
	<i>Airfoil</i>	S4320
	Sudut Pasang	3 ^o
Badan Glider (<i>fuselage</i>)	Panjang, f (m)	1.2
	Tinggi kokpit (m)	0.144
	Lebar kokpit (m)	0.096
	<i>V-Tail momen arm</i> (m)	0.63
	<i>H-Tail momen arm</i> (m)	0.69
<i>Empennage</i>	<i>Span Vertical tail</i> (m)	0.246
	<i>Span Horizontal tail</i> (m)	0.565
	<i>VT Chord Root</i> (m)	0.154
	<i>VT Chord Tip</i> (m)	0.092
	<i>HT Chord Root</i> (m)	0.075
	<i>HT Chord Tip</i> (m)	0.038
	<i>Vertical tail Area</i> (m)	0.030
	<i>Horizontal tail Area</i> (m)	0.032
	Sudut Pasang HT	-4 ^o
	<i>Airfoil</i>	Naca 0006
<i>Control Surfaces</i>	<i>Aileron Span</i> (% <i>Wing Span</i>)	50
	<i>Aileron Chord</i> (% <i>Wing Chord</i>)	18
	<i>Elevator & Rudder Span</i> (% <i>Tail Span</i>)	100
	<i>Elevator & Rudder Chord</i> (% <i>Tail Chord</i>)	30

3.6 Data Prestasi Terbang Dari *Scale Model* Glider STTA-25-02_Sailplane

Dalam proses analisis prestasi dan kestabilan terbang, *software* yang digunakan yaitu XFRLR5. Beberapa parameter yang di-*input*-kan dalam proses analisis antara lain, data berat total yang diperoleh dengan menggunakan pendekatan densitas material yang dipakai dalam perancangan yaitu sebesar 1.714 kg termasuk penambahan beberapa komponen. Berikut rangkuman data prestasi terbang dari glider rancangan.

Tabel 7. Data prestasi terbang dari glider rancangan

Parameter Prestasi	Keterangan
<i>Stall speed</i>	
AoA=3 ^o	9,37 m/s
AoA=0 ^o	11.45 m/s
<i>Sink speed</i>	
V _{stall}	0.52 m/s
10 m/s	0.7 m/s
Kecepatan maksimum 20 m/s	0.46 m/s
<i>Glide ratio (CL/CD)</i>	
<i>Cruise speed</i> : 10 m/s	16.54
<i>Cruise speed</i> ≥ 13 m/s	≥ 20
<i>Cruise speed</i> : 20 m/s	25.05
<i>Gaya angkat (lift)</i>	
V _{stall} : 11.45 m/s	17.6 N
V _{maks} : 20 m/s	53 N

3.7 Data prestasi terbang dari *scale model* glider STTA-25-02_Sailplane

Dengan menetapkan posisi *center of gravity* yaitu pada koordinat $X_{CoG} = 0.035$, $Y_{CoG} = 0.000$ dan $Z_{CoG} = 0.0004$ dan posisi datum tepat di *leading edge* sayap, maka setelah dilakukan analisis dengan *software* XFLR5 didapat data kestabilan terbang dari glider rancangan seperti pada tabel 8 berikut.

Tabel 8. Data kestabilan terbang dari glider rancangan

Parameter Kestabilan Terbang	Keterangan
Statik longitudinal	Sudut trim (<i>trim angle</i>) positif : 1°
Statik lateral-direksional	Kurva $C_{l_{\beta}}$ negatif; kurva $C_{n_{\beta}}$ positif
Dinamik longitudinal	Mode gerak <i>short period</i> : -5.7681 ± 7.0010
	Mode gerak <i>phugoid</i> : 0.0403 ± 1.1136
	Mode gerak <i>roll damping</i> : -32.6243
Dinamik lateral-direksional	Mode gerak <i>dutch roll</i> : -1.0468 ± 3.4891
	Mode gerak <i>spiral</i> : 0.1467

3.8 Tinjauan Nilai Prestasi dan Kestabilan Terbang

Setelah data prestasi terbang didapatkan, maka langkah selanjutnya adalah membandingkan data prestasi dengan data *design requirement & objective* (DR&O). Untuk mengetahui apakah glider rancangan telah memenuhi persyaratan yang telah ditetapkan pada awal perancangan. Berikut tabel perbandingan dari kedua data tersebut.

Tabel 9. Tinjauan Data DR&O dan Data Prestasi

Parameter Prestasi	Data DR&O	Data Prestasi	Keterangan
<i>Stall speed & cruise speed</i>	$\leq 12 \text{ m/s} \ \& \ \leq 20 \text{ m/s}$	9.37 m/s (Alpha: 3°)	Syarat terpenuhi
		11.45 m/s (Alpha: 0°)	
<i>Minimum Sink Speed</i>	$\leq 1.0 \text{ m/s}$	0.52 m/s (V_{stall})	Syarat terpenuhi
		0.7 m/s ($V = 10 \text{ m/s}$)	
		0.46 m/s ($V = 20 \text{ m/s}$)	
<i>Glide Ratio (L/D)</i>	≥ 20	16.54 ($V = 10 \text{ m/s}$)	Syarat terpenuhi
		≥ 20 ($V \geq 13 \text{ m/s}$)	
		25.05 ($V = 20 \text{ m/s}$)	
		26.301 ($V = 20 \text{ m/s}$; $trim\ angle = 1^{\circ}$)	
Kestabilan	Statik longitudinal	Sudut trim positif: 1°	Syarat terpenuhi
	Statik lateral-direksional	$C_{l_{\beta}} < 0$ dan $C_{n_{\beta}} > 0$	Syarat terpenuhi
	Dinamik longitudinal	<i>Short period</i> : -5.7681 ± 7.0010 <i>Phugoid</i> : 0.0403 ± 1.1136	Syarat belum terpenuhi
	Dinamik lateral	<i>Roll damping</i> : -32.6243 <i>Dutch roll</i> : -1.0468 ± 3.4891 <i>Spiral</i> : 0.1467	Syarat belum terpenuhi

Keterangan: Kestabilan terbang pada matra longitudinal maupun lateral-direksional secara umum dapat dikatakan stabil meskipun pada mode gerak *phugoid* dan *spiral* nilai *eigen value* masih positif. Kondisi ketidakstabilan ini dapat diatasi dengan melibatkan pengaruh permukaan kendali (*control surfaces*) untuk mengembalikan kondisi terbang glider menuju kestabilan.

4. Penutup

4.1 Kesimpulan

1. Data geometri dan konfigurasi dari *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane berdasarkan hasil analisis aerodinamika menggunakan perangkat lunak XFLR5 didapat karakteristik aerodinamika yang baik, yang ditunjukkan dengan distribusi koefisien *pressure* dan koefisien *lift* yang cukup baik.
2. Secara umum kestabilan terbang dari *scale model glider* STTA-25-02_Sailplane dapat dikatakan cukup baik. Pada kondisi kestabilan statik glider rancangan memiliki *trim angle* positif 1° , *slope* dari kurva Cl_{β} negatif dan kurva Cn_{β} positif. Sedangkan pada kondisi kestabilan dinamik diperoleh nilai *eigen value* negatif untuk mode gerak *short period*, *roll damping* dan *dutch roll*, hanya pada mode gerak *phugoid* dan *spiral* nilai *eigen value* yang diperoleh positif. Untuk beberapa mode pergerakan terbang dengan nilai positif dapat diatasi dengan adanya peran pilot dalam menggunakan *control surfaces*.
3. Prestasi terbang dari glider rancangan secara umum telah memenuhi persyaratan data DR&O (*design requirement & objective*) yang telah ditetapkan pada awal perancangan.

4.2 Saran

1. Metode yang digunakan dalam analisis performa dan kestabilan yaitu VLM (*Vortex Lattice Methode*) yang merupakan metode yang sederhana, untuk mendapatkan nilai prestasi terbang dengan tingkat akurasi yang lebih tinggi dapat menggunakan *software* fluent ataupun Ansys.
2. Analisis kestabilan terbang belum melibatkan *control surfaces*, sehingga penelitian berikutnya dapat dilanjutkan dengan menambah parameter tersebut.
3. Dalam proses manufaktur perlu dipertimbangkan aspek jumlah *rib* pada sayap karena kondisi sayap dengan banyak *rib* akan cukup sulit dalam proses pembuatannya.

Daftar Pustaka

- Anonim, 2013, *Glider Flying Handbook*, U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration
- Anonim, data airfoil, <http://airfoiltools.com/>, diakses tanggal 23 Juni 2016
- Anonim, data RC *scale model glider*, <http://www.icare-rc.com>, diakses tanggal 20 Juni 2016
- Gudmundsson, 2013, *General Aviation Aircraft Design: Appendix C4: Design of Sailplanes*, Elsevier,inc.
- Raymer. Daniel P, 1992, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Wahington, DC

