
ANALISIS PENENTUAN *POWER LOADING* PADA DESAIN AWAL PESAWAT TERBANG TANPA AWAK LSU-05 NG (ANALYSIS OF POWER LOADING DETERMINATION IN THE INITIAL DESIGN OF UNMANNED AIRCRAFT LSU-05 NG)

Novita Atmasari¹, Eries Bagita Jayanti, Nur Mufidatul Ula, M. Luthfi Ramadlansyah, Redha Akbar Ramadhan, Prasetyo Ardi Probo Suseno, Ardian Rizaldi, Kurnia Hidayat, Angga Septiyana
Pusat Teknologi Penerbangan – LAPAN
¹e-mail: novita.atmasari@lapan.go.id

ABSTRAK

Penelitian ini berfokus pada analisis penentuan *power loading* pada awal desain pesawat LSU-05 NG. Dengan menentukan *power loading* maka kebutuhan daya engine untuk pesawat LSU-05 NG dapat diestimasi. Artinya pemilihan *engine* dapat dilakukan sehingga menghasilkan gaya dorong agar pesawat dapat melakukan misi pemantauan dan foto udara dengan baik. Metode yang digunakan untuk analisis penentuan *power loading* adalah teknik *Matching Chart* atau *Matching Plot* dengan memilih titik optimal dari lima konstrain yaitu jarak *take-off*, *climb rate*, *stall speed*, *cruise speed*, dan *landing*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dengan massa 85 kg dan luas sayap 3,22 m² pesawat LSU-05 NG membutuhkan daya 9,7 hp. Penjelasan lebih detail akan dijabarkan pada bagian selanjutnya.

Kata kunci: *power loading*, estimasi, matching chart, optimal

ABSTRACT

This research focuses on analyzing the determination of power loading in the initial design of LSU-05 NG. By determining the power loading, then the engine power requirements for the LSU-05 NG can be estimated. This means that the selection of engines can be done so as to produce a thrust so that the aircraft can carry out monitoring missions and aerial photography properly. The method used to analyze the determination of power loading is the Matching Chart or Matching Plot technique by selecting the optimal point from five constraints, namely the take-off distance, climb rate, stall speed, cruise speed, and landing. The results showed that with a mass of 85 kg and a wing area of 3.22 m² the LSU-05 NG aircraft needed 9.7 hp of power. Detail explanation of the research will be described in next section.

Keywords: *power loading*, estimation, matching chart, optimal

1 PENDAHULUAN

Lapan Surveillance UAV (LSU)-05 NG merupakan pengembangan dari Pesawat Terbang Tanpa Awak (PTTA) LSU-05 yang memiliki dua misi utama yakni untuk pemantauan dan pemotretan udara, baik untuk lingkungan udara di atas laut, dekat laut maupun darat. PTTA ini memiliki estimasi awal MTOW sebesar 85 kg dengan kemampuan terbang sampai 2,5 jam dan kecepatan operasional sebesar 30 m/s. LSU-05 NG mampu terbang dengan operasional *payload* sejauh 400 km selama 5 jam dan kecepatan maksimum sebesar 40 m/s (Rizaldi, 2019). PTTA generasi terbaru ini perlu dilakukan pengembangan dan perbaikan dari segi desain struktur, aerodinamika maupun sistem propulsinya agar mempunyai performa terbang yang lebih baik dari generasi pertama.

Salah satu yang menjadi fokus utama pengembangan LSU-05 NG ini adalah pemilihan mesin pesawat beserta *propeller* guna mendapatkan jenis dan tipe mesin yang mampu memenuhi kebutuhan operasi pesawat dengan efisien. Perhitungan *power loading* merupakan salah satu cara yang digunakan untuk mengetahui kebutuhan daya pesawat dengan berat tertentu sehingga pemilihan mesin dan *propeller* bisa disesuaikan dengan misi yang diemban mengacu pada DRO yang telah dirancang.

Power loading merupakan perbandingan antara berat pesawat dengan besarnya kekuatan mesin (Glizde, 2018). Besarnya *payload* dan bobot bahan bakar adalah faktor utama yang mempengaruhi ukuran dan berat dari sebuah UAV. Parameter dalam profil misi seperti ketinggian operasi pesawat dan kecepatan pesawat yang telah ditulis dalam DRO adalah kunci untuk pemilihan jenis mesin. Penelitian

mengenai pemilihan jenis mesin telah dilakukan oleh Ali pada tahun 2015 menggunakan metode analitis terhadap UAV dengan mesin jenis turboprop (Dinç, 2015). Penelitian mengenai perbandingan karakteristik sistem propulsi terhadap dua jenis pesawat dengan tipe mesin yang berbeda yakni turboprop dan motor listrik juga telah dilakukan. Metodologi yang dilakukan adalah dengan membandingkan berat dan geometri sayap terhadap pembebanan sayap yang sama, rasio kekuatan-berat dan misi desain (Cinar dkk, 2016).

Penelitian serupa untuk menentukan kebutuhan daya pesawat juga dilakukan oleh Kamal dan Serrano pada tahun 2018 dalam melakukan desain *hybrid* UAV VTOL dan *fixed wing* yang diberi nama *Transitional Aircraft* (TA) yang memiliki berat 15,351 kg. Dalam perhitungannya, terdapat *power loading*, *wing loading*, dan disertai *disc loading* yang ditampilkan dalam satu grafik. Dalam penelitiannya, untuk mode *fixed wing* variasi *wing loading* dan *power loading* diilustrasikan melalui sumbu vertikal kiri dan sumbu horizontal. Di sisi lain, variasi *disc loading* dengan *power loading* untuk mode helikopter diekstraksi dari sumbu vertikal kanan dan sumbu horizontal. Untuk mode transisi, sebuah kurva digambar dalam bagan untuk merepresentasikan variasi *disc loading*, *power loading*, dan *wing loading* yang diperoleh dari titik desain *fixed wing*. Pemilihan desain optimumnya mempertimbangkan dua titik yaitu titik yang mencapai *power loading* dan *wing loading* maksimum, serta titik yang mencapai *power loading* dan *disc loading* maksimum. Dari hasil penelitiannya, diperoleh nilai optimal *power loading* sebesar 40,2 N/hp, *wing loading* sebesar 204,77 N/m², dan *disc loading* sebesar

194,24 N/m². (Kamal dan Serrano, 2018).

Pada tahun 2017, Tyan dkk juga melakukan perhitungan estimasi kebutuhan daya untuk pesawat UAV elektrik *fixed wing* – VTOL dengan metode komprehensif desain awal pesawat. Dalam penelitiannya Tyan dkk menggunakan analisis terintegrasi yang baru dikembangkan yaitu dengan menggabungkan metode VTOL *propulsion sizing* dengan teori *fixed-wing aircraft sizing* yang dimodifikasi. Beberapa persamaan empiris baru diturunkan dengan menggunakan data yang tersedia. Kemudian dilakukan analisis kendala untuk mengevaluasi kelayakan kendala performa pesawat dan untuk memvisualisasikan hubungan antara dua parameter utama pesawat yaitu *power loading* dan *wing loading*. Analisis kendala memerlukan beberapa karakteristik performa yang dideskripsikan dalam bentuk fungsi *power loading* terhadap *wing loading* yang kemudian dapat direpresentasikan dalam grafik dua dimensi dimana sumbu-x mewakili *wing loading* dan sumbu-y mewakili *power loading*. Dalam penelitiannya, Tyan dkk mengambil area desain yang layak, yakni area di atas kurva *cruise* pada *wing loading* yang rendah, di atas kurva *climb* pada *wing loading* yang tinggi, serta di sebelah kiri kurva *stall*. (Tyan dkk, 2017).

Penelitian serupa juga dilakukan oleh Chipade dkk pada tahun 2018 namun untuk VTOL UAV. Dalam penelitiannya, Chipade dkk menyebutkan bahwa persyaratan *wing loading* yang dipengaruhi oleh jarak *take-off* dan jarak *landing* ditiadakan karena pesawat didesain untuk dapat *take-off* dan *landing* secara vertikal. Untuk memilih *wing loading* yang optimal dilakukan variasi daya (*power*) terhadap *wing loading* untuk aspek rasio yang berbeda. Daya dihitung

berdasarkan penyederhanaan persamaan yang memuat parameter kecepatan *cruise*, koefisien *drag*, dan *wing loading*. Dengan aspek rasio yang besar, nilai *wing loading* akan meningkat sementara daya menurun. Akan tetapi hal tersebut berpengaruh terhadap peningkatan kecepatan *stall* dan berat pesawat karena kekuatan struktur yang ekstra diperlukan untuk mendukung aspek rasio sayap yang tinggi sesuai dengan yang dibutuhkan (Chipade dkk, 2018).

2 METODOLOGI

Dalam preliminary desain pesawat, *wing loading*, *power loading*, dan koefisien gaya angkat maksimum biasanya ditentukan melalui proses optimisasi informal menggunakan persamaan statistik berdasarkan data pesawat yang ada. Hasil perhitungan disajikan dalam *matching chart* kemudian ditentukan titik desain terbaik (Banal dan Ubando, 2016). Diagram *wing loading* – *power loading* dalam *matching chart* dirumuskan sebagai permasalahan optimisasi multi-objektif (Gunaseelan, 2011).

Wing loading merupakan rasio berat pesawat (biasanya bobot *take-off* maksimum) terhadap area atau luas sayap, sedangkan *power loading* adalah rasio berat terhadap daya yang tersedia. Koefisien gaya angkat maksimum adalah parameter tak berdimensi yang proporsional dengan gaya angkat maksimum yang dapat dihasilkan oleh pesawat. Parameter ini sering muncul dalam persamaan performa pesawat bersama dengan berat pesawat, merepresentasikan titik desain. Luas area sayap dan daya yang dibutuhkan terkait dengan beberapa persyaratan atau spesifikasi misi tertentu dapat berasal dari masing-masing *wing loading* dan *power loading*. Dengan demikian parameter *wing loading* dan *power*

loading sangat penting dalam penentuan konfigurasi pesawat yang tepat untuk serangkaian persyaratan atau misi tertentu (Banal dan Ubando, 2016).

Wing loading harus ditentukan dengan mempertimbangkan kecepatan *stall*, kecepatan *cruise*, dan jarak *landing*. Nilai terendah harus diambil setelah perhitungan guna memastikan bahwa sayap cukup besar untuk semua kondisi terbang pesawat. Sementara *power loading* ditentukan dengan mempertimbangkan jarak *take-off*, jarak *cruise*, dan kecepatan maksimal (Turanoguz, 2014).

Selain pengaruh berat payload maupun volumenya yang akan mempengaruhi massa total pesawat, parameter lainnya seperti kecepatan maksimum, kecepatan *stall*, *rate of climb*, jarak *take-off*, dan *ceiling* akan mempengaruhi *wing area* dan daya *engine* maupun *thrust* (Sadraey, 2010).

Faktor utama dalam penentuan ukuran awal pesawat antara lain panjang area *landing*, panjang area *take-off*, gradien *climb* (setelah *take-off*), gradien *climb approach*, dan penerbangan *cruise* (*payload*, *Mach number* ketika *cruise*) yang diselesaikan secara bersamaan dengan menggunakan suatu *matching chart* dan menentukan titik desain pesawat (Seeckt dkk, 2010). Proses desain atau ukuran pesawat tergantung pada beberapa persyaratan, diantaranya adalah *stall*, jarak *take-off*, jarak *landing*, kecepatan *cruise*, dan kecepatan *climb* (Ferreira, 2018).

Langkah dalam menentukan luas area sayap dan daya mesin untuk pesawat *prop-driven* antara lain (Kidane, 2016):

- a. Turunkan satu persamaan untuk setiap persyaratan performa pesawat.
- b. Buat sketsa semua turunan persamaan dalam satu plot. Sumbu

vertikal sebagai *power loading* (W/P) dan sumbu horisontal sebagai *wing loading* (W/S). Dengan demikian grafik menggambarkan variasi *power loading* terhadap *wing loading* yang akan saling berpotongan di beberapa titik dan menghasilkan beberapa area.

- c. Identifikasi area mana yang dapat diterima di dalam area yang dibentuk oleh sumbu dan grafik. Area yang dapat diterima adalah area yang memenuhi semua persyaratan performa pesawat.
- d. Tentukan titik desain (misalkan pemilihan optimal). Titik desain pada grafik hanya satu titik yaitu yang menghasilkan daya mesin terkecil (harga terendah).
- e. Dari titik desain, diperoleh dua nilai yaitu *power loading* dan *wing loading* yang sesuai.
- f. Hitung area sayap dan daya mesin dari dua nilai pada poin sebelumnya. Area sayap dihitung dengan membagi berat *take-off* maksimum dengan *wing loading* sementara daya mesin dihitung dengan membagi berat *take-off* maksimum dengan *power loading*.

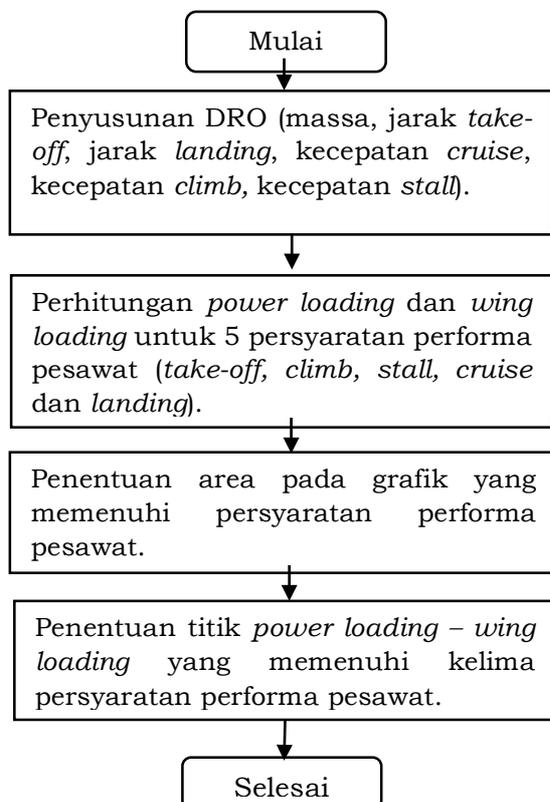
Metode yang digunakan dalam penelitian ini mengacu pada penelitian yang dilakukan Kidane pada tahun 2016 yaitu teknik *matching chart*. Perhitungan *power loading* dan *wing loading* dilakukan untuk masing-masing lima persyaratan performa pesawat yaitu jarak *take-off*, kecepatan *climb*, kecepatan *stall*, kecepatan *cruise*, dan jarak *landing*. Nilai-nilai dari persyaratan performa pesawat tersebut berasal dari DRO (*Design, Requirement and Objective*). Selanjutnya dari lima buah grafik yang telah terbentuk ditentukan area yang memenuhi persyaratan performa pesawat kemudian digabungkan dalam 1 *chart*

untuk ditentukan titik optimalnya yaitu memenuhi semua persyaratan performa pesawat. Persyaratan performa pesawat LSU-05 NG yang digunakan untuk perhitungan *power loading* dan *wing loading* disajikan dalam Tabel 2-1.

Tabel 2-1: PERSYARATAN PERFORMA PESAWAT LSU-05 NG

Parameter	Simbol	Nilai
Maksimal jarak <i>ground take-off</i>	S_{TOG}	110 m
Kecepatan <i>climb minimum</i>	RC	2.5 m/s
Kecepatan <i>stall maksimum</i>	V_s	15 m/s
Kecepatan <i>cruise maksimum</i>	V_c	40 m/s
Maksimal jarak <i>ground landing</i>	S_L	110 m

Langkah-langkah yang dilakukan dalam penelitian ini disajikan dalam diagram alir pada Gambar 2-1.



Gambar 2-1 : Diagram alir tahapan penelitian

Dalam memenuhi persyaratan performa pesawat yang telah ditentukan pada Tabel 2-1, nilai *power loading* dan *wing loading* dalam desain awal pesawat LSU-05 NG dapat dihitung dengan menggunakan beberapa persamaan.

2.1 Jarak take-off

Persyaratan untuk jarak *take-off* biasanya ditentukan berdasarkan panjang minimal *runway* karena setiap bandara memiliki panjang *runway* yang terbatas. Jarak *take-off* ditentukan sebagai jarak dari awal pesawat lepas landas ke tempat dimana *standart imaginary obstacle* ditentukan sehingga jarak *take-off* pesawat meliputi bagian darat dan udara (Glizde, 2017).

Sementara sesuai peraturan FAA AC23-8C mengatakan bahwa jarak lepas landas bisa ditentukan oleh manuver dari pesawat, kecepatan dan fase tanjakan pesawat. Jarak lepas landas juga dipengaruhi oleh massa pesawat dimana jarak *take-off* lebih pendek untuk massa pesawat yang lebih ringan (FAA, 2011).

Nilai parameter *take-off* (TOP) diperlukan untuk menentukan *power loading* - *wing loading* dan dapat dihitung melalui penyelesaian persamaan (2-1) (Yadav, 2014).

$$S_{TOG} = 8,134TOP + 0,0149TOP^2 \quad (2-1)$$

Selanjutnya nilai *wing loading* dan *power loading* dapat ditentukan dengan persamaan (2-2) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018)

$$\frac{W}{S} = \frac{TOP\sigma C_{LTO}}{\frac{W}{P}} \quad (2-2)$$

dengan

S_{TOG} : jarak *ground take-off*

TOP : *take-off parameter*

$\frac{W}{S}$: *wing loading*

- $\frac{W}{P}$: *power loading*
- σ : rasio massa jenis ketika *take-off* ($\sigma = 1$)
- $C_{L_{TO}}$: koefisien *lift take-off*

2.2 Kecepatan climb

Parameter *climb rate* RCP, dapat ditentukan dari nilai *climb rate* (RC) dengan menggunakan persamaan (2-3) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018).

$$RCP = \frac{RC}{33.000} \tag{2-3}$$

Selanjutnya relasi *power loading* dan *wing loading* ditentukan dengan persamaan (2-4) (Coleman dkk, 2014; Ferreira, 2018)

$$\frac{W}{P} = \frac{\eta_p}{RCP + \left[\frac{\left(\frac{W}{S}\right)^{1/2}}{19 \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D}\right)} \sigma^{1/2} \right]} \tag{2-4}$$

dengan

- η_p : efisiensi *propeller* ($\eta_p = 0,85$)
- RCP : parameter *climb rate*
- RC : *climb rate*
- C_L : koefisien *lift*
- C_D : koefisien *drag*

2.3 Kecepatan stall

Stall didefinisikan sebagai pengurangan koefisien *lift* karena pelepasan aliran sebagai akibat dari sudut serang yang tinggi (Turanoguz, 2014). Kecepatan *stall* pesawat merupakan kecepatan minimum UAV yang dapat menghasilkan *lift* pada koefisien *lift* maksimum $C_{L,max}$, juga merupakan kecepatan minimum yang memungkinkan pesawat untuk terbang (Harasani, 2010).

Salah satu persyaratan utama performa pesawat adalah kecepatan *stall*. Sebagian besar pesawat mempunyai batas kecepatan *stall* yang

tidak boleh melebihi beberapa nilai minimum yang telah ditentukan. Selain itu parameter kecepatan *stall* juga dibatasi oleh spesifikasi sertifikasi pesawat. Parameter kecepatan *stall* juga sangat penting karena mengantisipasi pendaratan berada pada *stall* yang tajam (Glizde, 2017).

Dalam kondisi terbang *stall*, nilai *wing loading stall* digunakan sebagai analisis kendala untuk memenuhi persyaratan kecepatan minimum *stall* dan koefisien *lift* maksimal (Monterroso, 2018). Nilai *wing loading* untuk kecepatan *stall* tertentu dapat ditentukan menggunakan persamaan (2-5) (Tyan dkk, 2016; Turanoguz, 2014; Harasani, 2010; Chipade dkk, 2018).

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} V_s^2 \rho C_{L,max} \tag{2-5}$$

2.4 Kecepatan cruise

Dalam menentukan nilai *power loading* dan *wing loading* yang memenuhi persyaratan kecepatan *cruise* maksimum ($V_{cr,max}$), dibutuhkan nilai *power index* (I_p) yang dapat dihitung berdasarkan persamaan (2-6) (Roskam, 2005).

$$C_D = \eta_p 77,3^3 \left(\frac{I_p}{V_{cr,max}} \right)^3 \tag{2-6}$$

Selanjutnya relasi *power loading* dan *wing loading* yang memenuhi persyaratan kecepatan *cruise* maksimum ditentukan dengan persamaan (2-7) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018).

$$\frac{W}{S} = \frac{W}{P} \sigma I_p^3 \tag{2-7}$$

2.5 Jarak landing

Jarak *landing* adalah jarak horizontal yang dicakup oleh pesawat ketika pesawat menyentuh landasan pertama kali sampai berhenti total.

Pendekatan pendaratan dimulai pada ketinggian 50 kaki (15,2 m). Kecepatan penerbangan pada titik ini disebut kecepatan *approach* (Essari, 2015). Jarak *landing* dapat ditentukan dengan persamaan (2-8) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018).

$$S_L = 0,5136V_s^2 \quad (2-8)$$

Sementara jarak *ground landing* dapat dihitung dengan persamaan (2-9) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018).

$$S_{LG} = 0,265V_s^2 \quad (2-9)$$

Selanjutnya nilai *wing loading* dihitung dengan menggunakan persamaan (2-10) (Roskam, 2005; Ferreira, 2018).

$$\frac{W}{S} = \frac{V_s^2 \rho_{field}}{2 \cdot 0,95} C_{L,max} \quad (2-10)$$

3 HASIL PEMBAHASAN

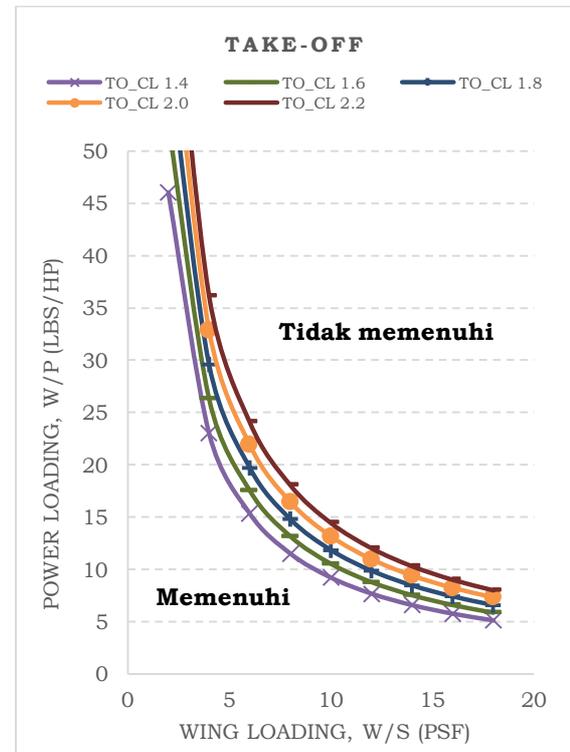
Estimasi *power loading* untuk pesawat terbang tanpa awak LSU-05 NG dihitung berdasarkan persyaratan performa pesawat yang meliputi jarak *take-off*, kecepatan *climb*, kecepatan *stall*, kecepatan *cruise*, dan jarak *landing*. Selanjutnya ditentukan area yang memenuhi semua persyaratan dan dipilih titik optimalnya.

3.1 Jarak *take-off*

Pesawat terbang tanpa awak LSU-05 NG mempunyai persyaratan jarak *ground take-off* sesuai DRO yaitu S_{TOG} maksimal sebesar 110 m atau 361 ft. Dari jarak *ground take-off* tersebut diperoleh jarak *take-off* S_{TO} sebesar 182 m atau 599 ft yaitu 1,66 kali dari jarak *ground take-off* (Roskam, 2015).

Berdasarkan persamaan (2-1), diperoleh nilai *take-off parameter* (TOP) sebesar $65,72 \frac{lb^2}{ft^2hp}$. Selanjutnya dilakukan perhitungan *wing loading* dan

power loading dengan memvariasikan nilai koefisien *lift* untuk kondisi *take-off* $C_{L_{TO}}$ dengan variasi nilai 1,4; 1,6; 1,8; 2,0; dan 2,2 menggunakan persamaan (2-2). Grafik hasil perhitungan *power loading* terhadap *wing loading* dengan variasi $C_{L_{TO}}$ ditunjukkan pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: *Power loading to wing loading* – jarak *take-off*

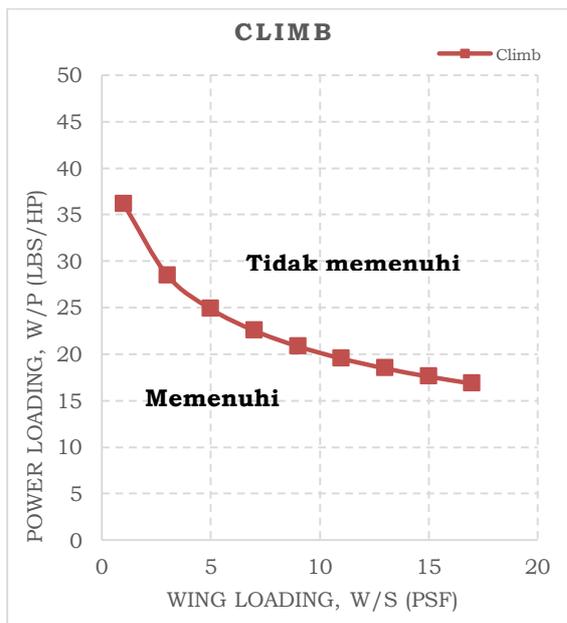
Dari grafik yang ditunjukkan pada Gambar 3-1, untuk jarak *take-off* yang sama diperoleh bahwa semakin kecil nilai koefisien *lift take-off* maka semakin kecil pula nilai *wing loading* dan *power loading*. Untuk menentukan area yang memenuhi persyaratan jarak *take-off* maksimum dapat dilihat dengan menganalisis persamaan (2-1) dan (2-2). Dari persamaan tersebut diperoleh relasi dimana semakin besar jarak *take-off* maka akan semakin besar pula nilai *wing loading* dan *power loading*, serta sebaliknya. Hal ini mengakibatkan area yang berada di atas dan di sebelah kanan grafik tidak memenuhi persyaratan jarak *take-off* dikarenakan pada area tersebut jarak *take-off*

melebihi syarat maksimum yang telah ditentukan.

3.2 Kecepatan *climb*

Kecepatan *climb* (V_{cl}) minimum pesawat terbang tanpa awak LSU-05 NG sesuai DRO sebesar $2,5\text{ m/s}$ atau $492,13\text{ ft}/\text{min}$. Dengan menggunakan persamaan (2-3) diperoleh nilai parameter *climb rate* sebesar 0,015. Nilai koefisien *lift* C_L untuk *climb* diestimasi sebesar 0,58. Nilai *drag polar* $\frac{C_L}{C_D}$ sebesar 8 diperoleh dari hasil perhitungan estimasi awal berat pesawat. Selanjutnya diperoleh nilai koefisien *drag* C_D sebesar 0,0725.

Dengan menerapkan persamaan (2-4) diperoleh grafik *power loading* terhadap *wing loading* untuk fase terbang *climb* seperti Gambar 3-2.



Gambar 2-2: *Power loading to wing loading* – kecepatan *climb*

Berdasarkan grafik pada Gambar 3-2, semakin besar nilai *wing loading* maka semakin kecil nilai *power loading* dan sebaliknya. Selanjutnya area yang memenuhi syarat kecepatan *climb* minimum pesawat LSU-05 NG dapat ditentukan dari hasil analisis persamaan

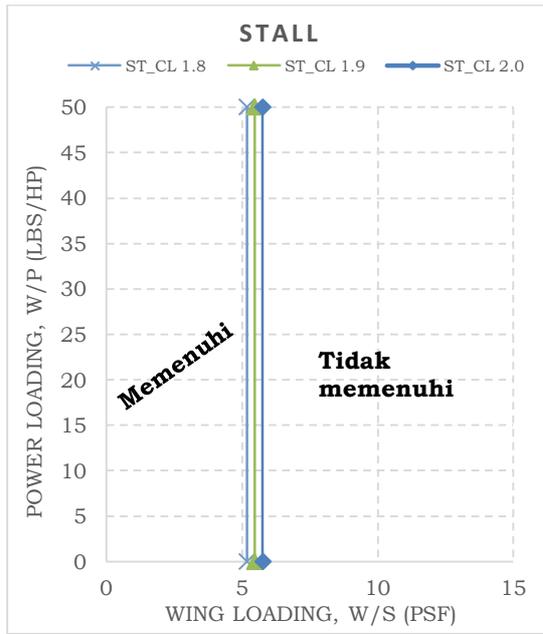
(2-3) dan (2-4). Berdasarkan persamaan (2-3), nilai *climb rate* (RC) sebanding dengan nilai RCP. Selanjutnya berdasarkan persamaan (2-4), untuk nilai *wing loading* yang sama, semakin besar nilai RC maka nilai *power loading* akan semakin kecil, dan sebaliknya (Glizde, 2017).

Jika diterapkan pada grafik Gambar 3-2 maka area yang tidak memenuhi persyaratan kecepatan *climb* minimum adalah area di atas grafik dikarenakan untuk setiap kecepatan *climb* yang lebih kecil dari persyaratan yang telah ditentukan mengakibatkan nilai *power loading* semakin besar. Dengan kata lain area yang memenuhi persyaratan kecepatan *climb* minimum adalah area di bawah grafik Gambar 3-2 dimana kecepatan *climb* tidak lebih rendah dari $2,5\text{ m/s}$.

3.3 Kecepatan *stall*

Pesawat LSU-05 NG mempunyai persyaratan maksimum kecepatan *stall* sebesar 15 m/s atau $49,21\text{ ft}/\text{s}$. Berdasarkan persamaan (2-5) dan dengan memvariasikan nilai koefisien *lift* C_L sebesar 1,8; 1,9; dan 2,0 maka diperoleh grafik *wing loading* yang ditunjukkan pada Gambar 3-3.

Dari grafik pada Gambar 3-3, untuk nilai kecepatan *stall* yang sama, semakin besar nilai koefisien *lift* mengakibatkan semakin besar pula nilai *wing loading* dan sebaliknya. Sementara berdasarkan persamaan (2-5) untuk nilai koefisien *lift* yang sama, semakin besar kecepatan *stall* pesawat menyebabkan semakin besar nilai *wing loading* dan sebaliknya. Akibatnya, untuk mencapai persyaratan kecepatan *stall* yang telah ditentukan di DRO maka area pada grafik Gambar 3-3 yang memenuhi syarat maksimum kecepatan *stall* adalah area yang berada di sebelah kiri grafik sesuai Gambar 3-3.



Gambar 3-3: Power loading to wing loading – kecepatan stall

3.4 Kecepatan cruise

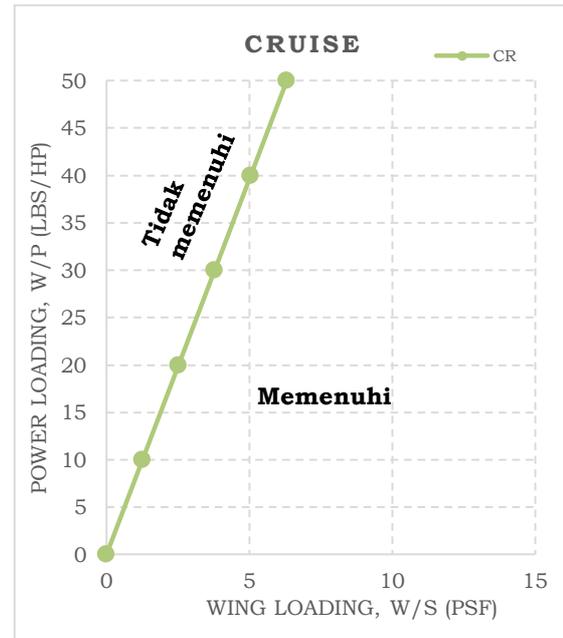
Pesawat LSU-05 NG ditentukan mempunyai kecepatan *cruise* (V_{cr}) 30 m/s dan kecepatan *cruise* maksimum ($V_{cr\max}$) tidak kurang dari 40 m/s atau $89,5\text{ mph}$ Pada fase terbang *cruise* nilai $C_{L_{cr}} = 0,55$ dan nilai drag polar $\frac{C_L}{C_D}$ yaitu 8 sehingga diperoleh nilai koefisien drag C_D sebesar 0,07.

Berdasarkan persamaan (2-6) diperoleh nilai *index power* $I_p = 0,509$. Nilai rasio massa jenis σ saat *cruise* adalah sebesar 0,953.

Selanjutnya dengan menerapkan persamaan (2-7) maka diperoleh grafik *power loading* terhadap *wing loading* yang ditunjukkan pada Gambar 3-4.

Dari grafik pada Gambar 3-4, untuk menentukan area yang memenuhi persyaratan kecepatan *cruise* maksimum dapat dilihat dengan menganalisis persamaan (2-6) dan (2-7). Berdasarkan persamaan (2-6) diperoleh kecepatan *cruise* maksimum sebanding dengan nilai *index power*. Berdasarkan persamaan (2-7) nilai *index power* bersama *power loading* sebanding dengan nilai *wing loading*. Artinya,

untuk nilai *wing loading* yang sama, semakin besar nilai kecepatan *cruise* maksimum maka semakin kecil nilai *power loading* dan sebaliknya. Akibatnya, untuk mencapai persyaratan $V_{cr\max}$ minimum sesuai dengan DRO maka area pada grafik Gambar 3-4 yang memenuhi syarat $V_{cr\max}$ minimum adalah area yang berada di sebelah kanan grafik pada Gambar 3-4.

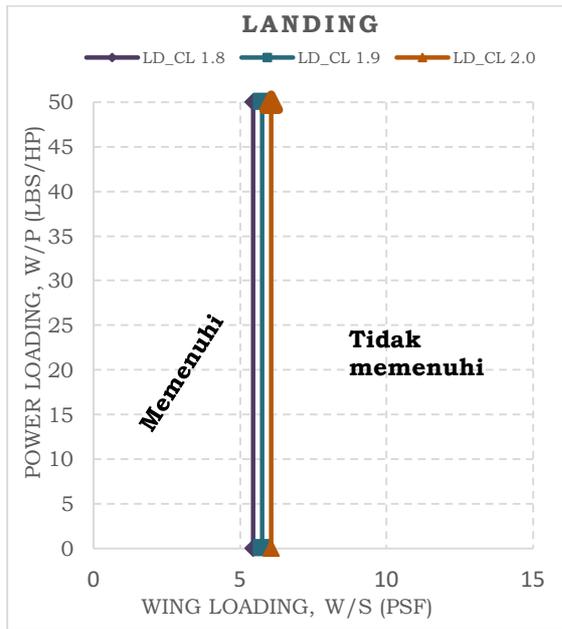


Gambar 3-4: Power loading to wing loading – kecepatan cruise

3.5 Jarak landing

Diketahui kecepatan *stall* minimum sesuai dengan DRO adalah V_s sebesar 15 m/s atau $49,21\text{ ft/s}$. Dari kecepatan *stall* tersebut, diperoleh nilai *V approach* sebesar $1,3V_s$ yaitu $19,5\text{ m/s}$ atau $63,97\text{ ft/s}$. Selanjutnya dengan menggunakan persamaan (2-8) diperoleh nilai jarak *landing* S_L sebesar $133,09\text{ m}$ atau $436,65\text{ ft}$ dan dengan persamaan (2-9) diperoleh jarak *ground landing* S_{LG} sebesar $68,67\text{ m}$ atau $225,3\text{ ft}$. Selanjutnya dengan mensubstitusikan variasi nilai koefisien *lift landing* yaitu $C_{L_{LD}} = 1,8; 1,9; \text{ dan } 2,0$ pada persamaan (2-10) maka diperoleh grafik *wing*

loading fase terbang landing yang direpresentasikan pada Gambar 3-5.



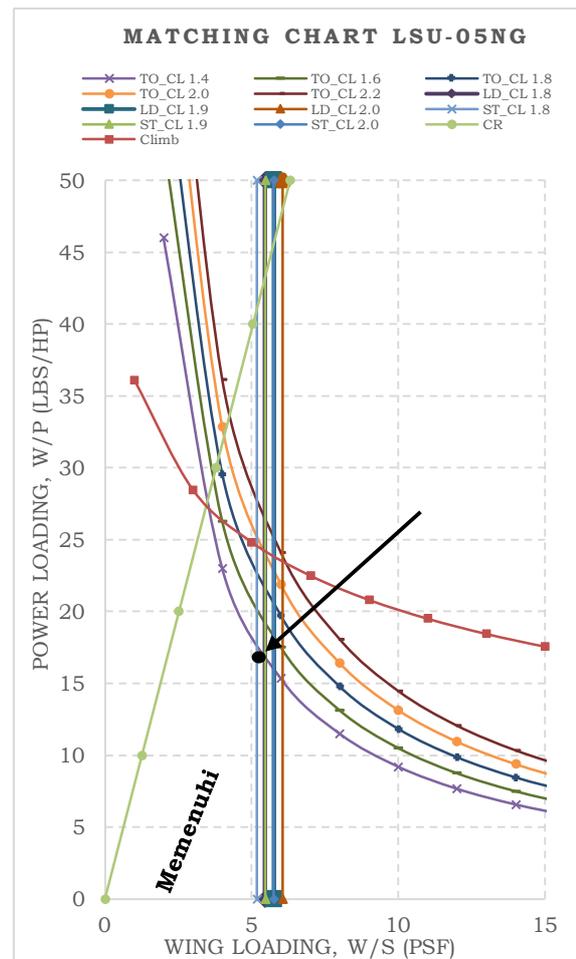
Gambar 3-5: Power loading to wing loading – jarak landing

Dari grafik pada Gambar 3-5, untuk menentukan area yang memenuhi persyaratan jarak landing dapat dilihat dengan menganalisis persamaan (2-9) dan (2-10). Jarak landing dipengaruhi oleh kecepatan stall pesawat sehingga dari kedua persamaan tersebut diperoleh relasi bahwa semakin meningkat kecepatan stall pesawat maka jarak landing semakin besar dan nilai wing loading semakin meningkat pula. Area yang memenuhi persyaratan kecepatan stall minimum atau batas jarak landing pesawat yang telah ditentukan adalah area di sebelah kiri grafik sesuai dengan Gambar 3-5.

3.6 Titik optimasi dari Matching Chart

Dari estimasi power loading dan wing loading berdasarkan beberapa persyaratan pada Tabel 2-1, nilai wing loading terendah sebaiknya dipilih guna memastikan bahwa sayap cukup besar untuk semua kondisi terbang pesawat.

Namun perlu diperhatikan untuk wing loading pada kondisi take-off sebagai perbandingan. Wing loading yang rendah akan selalu menambah massa pesawat tentunya juga menambah biaya pesawat. Jika wing loading yang sangat rendah hanya ditentukan oleh salah satu persyaratan, maka perubahan asumsi desain seperti sistem high-lift yang lebih baik dapat memungkinkan wing loading yang lebih tinggi. Sehingga perlu diingat bahwa wing loading dihitung oleh beberapa persamaan dan beberapa kondisi. Setelah wing loading ditentukan, selanjutnya nilai power loading dilakukan pengecekan ulang untuk memastikan bahwa semua persyaratan masih terpenuhi (Raymer, 1992).



Gambar 3-6: Matching chart pesawat terbang tanpa awak LSU-05 NG

Semua grafik *power loading* terhadap *wing loading* sesuai persyaratan performa pesawat yaitu jarak *take-off*, kecepatan *climb*, kecepatan *stall*, kecepatan *cruise*, dan jarak *landing* direpresentasikan pada Gambar 3-6.

Dari grafik pada Gambar 3-6, nilai *wing loading* yang paling optimal atau mendekati estimasi awal *wing loading* pesawat diperoleh ketika nilai koefisien *lift stall* sebesar 1,9 yang menghasilkan *wing loading* sebesar $261,1 \text{ N/m}^2$. Dipilih nilai koefisien *lift take-off* sebesar 1.6 atau sebesar 0,85 dari koefisien *lift landing* (Roskam, 1992).

Selanjutnya berdasarkan grafik pada Gambar 3-6 diperoleh estimasi nilai *power loading* yang paling optimal yaitu sebesar $115,01 \text{ N/kW}$. Lebih lanjut hasil akhir dari estimasi *power loading* pesawat tanpa awak LSU-05 NG direpresentasikan dalam Tabel 3-1.

Tabel 3-1: SUMMARY HASIL AKHIR MATCHING CHART PESAWAT LSU-05 NG

Parameter	Nilai	Satuan SI
<i>Wing Loading</i>	5,4 <i>psf</i>	$261,1 \text{ N/m}^2$
<i>Power Loading</i>	19,28 <i>lbs/hp</i>	$85,8 \text{ N/hp}$ $= 115,01 \text{ N/kW}$
$C_{L_{TO}}$	1,6	-
$C_{L_{LD}}$	1,8	-
<i>Power Required</i>	9,7 <i>hp</i>	7,2 <i>kW</i>

4 KESIMPULAN

Berdasarkan perhitungan yang telah dilakukan dengan menggunakan teknik *matching chart*, estimasi nilai optimal *power loading* terhadap *wing loading* yang memenuhi persyaratan

performa pesawat (jarak *take-off*, kecepatan *climb*, kecepatan *stall*, kecepatan *cruise*, dan jarak *landing*) telah ditentukan. Dengan mengetahui hasil *power loading*, maka besarnya daya yang dibutuhkan untuk menghasilkan gaya dorong pada pesawat dapat diketahui. Selanjutnya kebutuhan daya tersebut dapat digunakan sebagai acuan atau parameter dalam penentuan pemilihan *engine* dan *propeller* untuk pesawat LSU-05 NG agar pesawat dapat melakukan misinya dengan baik. Akan tetapi, pemilihan *engine* dan *propeller* juga mempertimbangkan parameter lain seperti *safety factor*, rpm yang dihasilkan, efisiensi konsumsi bahan bakar, berat *engine*, dimensi *engine*, dan biaya yang dibutuhkan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih penulis sampaikan kepada Bapak Drs. Gunawan Setyo Prabowo, M.T. selaku Kepala Pusat Teknologi Penerbangan, Bapak Ir. Agus Aribowo, M.Eng selaku Kepala Bidang Program dan Fasilitas dan Bapak Ir. Atik Bintoro, M.T. yang mendukung terselenggaranya kegiatan penelitian ini serta Bapak Farohaji Kurniawan yang memberikan bimbingan kepada kami dalam penulisan karya tulis ini.

DAFTAR RUJUKAN

- Banal, L. F., & Ubando, A. T. (2016). Fuzzy programming approach to UAV preliminary sizing. In 8th International Conference on Humanoid, Nanotechnology, Information Technology, Communication and Control, Environment and Management, HNICEM 2015. <https://doi.org/10.1109/HNICEM.2015.7393239>
- Chipade, V. S., Abhishek, Kothari, M., & Chaudhari, R. R. (2018). Systematic design methodology for development

- and flight testing of a variable pitch quadrotor biplane VTOL UAV for payload delivery. *Mechatronics*. <https://doi.org/10.1016/j.mechatronics.2018.08.008>
- Cinar, G., Emeneth, M., & Mavris, D. N. (2016). A Methodology for Sizing and Analysis of Electric Propulsion Subsystems for Unmanned Aerial Vehicles. In 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. <https://doi.org/10.2514/6.2016-0216>
- Coleman, Evan, Dan Deaver, Brandon Nowak, and Michael Rubino. 2014. *Sizing of a Single-Engine Propeller-Driven Aircraft*. New York.
- Dinç, A. (2015). Sizing of a turboprop unmanned air vehicle and its propulsion system. *Isi Bilimi Ve Teknigi Dergisi/ Journal of Thermal Science and Technology*.
- Essari, A. (2015). Estimation Of Component Design Weights In Conceptual Design Phase For Tactical UAVs. University of Belgrade.
- Federal Aviation Administration. (2011). AC 23-8C - Flight Test Guide for Certification of Part 23 Airports.
- Ferreira, J. L. (2018). Conceptual Design of a Manned Reconnaissance Airplane for Martian Atmospheric Flight. San Jose State University.
- Glizde, N. (2018). Wing and Engine Sizing by Using the Matching Plot Technique. *Transport and Aerospace Engineering*. <https://doi.org/10.1515/tae-2017-0018>
- Gunaseelan, V. K. (2011). Rapid Design and Virtual Testing of UAV the DEE Framework. Delft University of Technology.
- Harasani, W. (2010). Design, Build and Test an Unmanned Air Vehicle *تصميم وطيار بدون طائرة وبرمجة وبناء*. Journal of King Abdulaziz University-Engineering Sciences. <https://doi.org/10.4197/eng.21-2.6>
- Kamal, A. M., Serrano, A. R. (2018). Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles. Canada.
- Kidane, B. S. (2016). Design of Light GA Aircraft for Agricultural Purpose. University of Turkish.
- Monterroso, A. (2018). Preliminary sizing, flight test, and Performance Analysis of Small Tri-Rotor VTOL and Fixed Wing UAV. San Diego State University.
- Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach (Second Ed)*. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Rizaldi, A. (2019). LSU-05 NG Design Requirements and Objectives. Bogor, Indonesia.
- Roskam, J. (2005). *Airplane Design*. Vol. 1. Lawrence, Kansas.
- Sadraey, M. (2013). *A Systems Engineering Approach to Unmanned Aerial Vehicle Design*. <https://doi.org/10.2514/6.2010-9302>
- Seeckt, K., Scholz, D., & Tor, B. (2010). Application of the Aircraft Preliminary Sizing Tool Presto To Kerosene and Liquid Hydrogen Fueled Regional Freighter Aircraft. *Dlrk*, 137–148.
- Turanoguz, E. (2014). Design Of a Medium Range Tactical UAV And Improvement Of its Performance by Using Winglets. Middle East Technical University.
- Tyan, M., Nguyen, N. Van, & Lee, J. (2016). A Hybrid VTOL-Fixed Wing Electric UAV Sizing Methodology Development, (October).
- Tyan, Maxim, Nhu Van Nguyen, Sangho Kim, and Jae Woo Lee. 2017. "Comprehensive Preliminary

Sizing/Resizing Method for a Fixed Wing – VTOL Electric UAV.”

Aerospace Science and Technology.

Yadav, S. (2014). Sizing of Aircraft According to Takeoff Distance Requirement. Retrieved June 16, 2019, from <https://surjeetyadav.wordpress.com/category/aircraft-design-2/>

