

PRELIMINARY DESIGN OF UNMANNED AIRLAND (PUNA)

Istyawan Pryahapsara¹, Sri Mulyani²

¹² Teknik Dirgantara, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto, Yogyakarta
istyawanpriyahapsara@gmail.com¹, srimulyani042@gamil.com²

Abstract

The development of the number of vehicles exceeding the capacity of highways in urban areas causes frequent traffic jams and increases the risk of accidents. This often happens during year-end holidays and Eid holidays. So it is very necessary to monitor traffic density during the annual holiday period to reduce the number of fatalities due to traffic accidents. Monitoring traffic density using helicopters is expensive because of the high fuel consumption and maintenance. So we need a new alternative, namely using Unmanned Aircraft (PUNA) because it is easy to operate and cheap to maintain. So it is very necessary to design PUNA for traffic density monitoring missions. Aircraft for this purpose are classified as small because the payload, namely the camera, only weighs 2 kg. Study obtained the following results: fuselas/body length 1.94 m, wingspan 1.46 m, airfoil NACA 2412. engine OS MAX-40FX, engine located in the nose, take-off Gross Weight 6.11 kg, material weight 321.09 grams, use an Oblique Camera type camera, the camera weight is 2 kg, and the camera position is 3 ft from the nose.

Keywords: accidents, Body and Wingspan

1. Pendahuluan

Jumlah kendaraan bermotor semakin tahun bertambah terus. Sedangkan pertambahan panjang jalan raya di perkotaan tidak terlalu signifikan. Hal ini menyebabkan sering terjadi kemacetan terutama pada jam-jam sibuk seperti pada pagi dan sore hari. Pada saat libur nasional seperti libur akhir tahun dan libur lebaran akan semakin banyak terjadi kemacetan di kota-kota besar atau di jalur-jalur wisata. Kondisi ini sangat rawan terjadi kecelakaan. Pemantauan kepadatan lalu lintas, biasanya menggunakan pesawat udara jenis helicopter [1]. Hal ini berbiaya mahal karena konsumsi bahan bakar yang dipakai sangat banyak dan perawatan helicopter sangat mahal. Dengan menggunakan pesawat udara tanpa awak akan lebih murah dan mudah dalam operasional karena kebutuhan bahan bakar sedikit. Operasional sangat mudah karena pesawat udara tanpa awak dapat terbang mengikuti way point yang telah ditentukan sebelum terbang. Perawatan pesawat udara tanpa awak juga lebih murah dibandingkan helicopter. Pada saat pembuatan Pesawat Udara tanpa awak, struktur adalah bagian penting yang harus dipersiapkan dengan matang [2][3]. Pesawat udara modern banyak menggunakan material komposit. Komposit yang akan dipergunakan untuk pesawat udara tanpa awak sangat perlu diuji kemampuannya dalam menahan beban-beban kerjanya.

Pada tahap awal perancangan sebuah pesawat terbang tanpa awak dengan membaginya menjadi dua tahap. Tahap pertama hanya menentukan konsep awal dan tahap selanjutnya yakni melibatkan penentuan berat *take-off*, *power motor*, pemilihan baterai, penentuan ukuran pesawat serta menganalisis performanya [4].

Kedua tahap tersebut menghasilkan penempatan sayap yang berada pada *high wing* dengan bentuk *taper* yang menggunakan NACA 2412, tipe konvensional sebagai konfigurasi ekornya, dan penempatan motor dibelakang badan pesawat (*pusher*). Pesawat rancangan ini memiliki berat maksimal *take-off* sebesar 3,8163 lb, panjang *fuselage* 5,161 ft, bentang sayap utama 5,45 ft, rentang sayap *canard* 1,331 ft, panjang *horizontal tail* 1,388 ft, dan tinggi

vertical tail 0.639 ft. pesawat ini mampu terbang sejauh 170177 ft dengan menggunakan baterai berbahan Li-Po dengan kapasitas 4000 mAh yang mampu bertahan selama 0,7039 jam[5][6].

2. Metode Penelitian

Dalam proses penyusunan penelitian terdapat tahapan atau metode pengumpulan data yang penulis lakukan dalam penyusunan tugas akhir ini sebagai berikut

a. Metode Studi Literatur

Metode Studi literatur adalah metode yang dilakukan penulis untuk pengambilan data dari berbagai sumber media cetak maupun media elektronik yang berkaitan dengan teori atau materi yang dibutuhkan oleh penulis sebagai sarana untuk menunjang dalam penyelesaian tugas akhir.

b. Metode Observasi

Metode Observasi adalah suatu metode sistematis yang digunakan untuk mengumpulkan data yang dibutuhkan dengan cara melakukan kegiatan secara langsung seperti wawancara kepada narasumber yang berkompeten dibidang yang sesuai dengan tugas akhir.

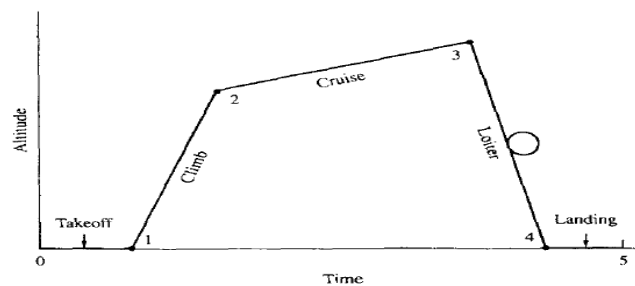
c. Software yang Digunakan

Dalam mempermudah penulis untuk melakukan analisis dan perhitungan, maka penulis menggunakan beberapa software yaitu:

- CATIA V5: digunakan untuk membantu dalam melakukan pemodelan dari PUNA kargo.
- MS Excel: digunakan untuk membantu dalam mengelompokkan data-data geometri dan membantu dalam melakukan perhitungan-perhitungan.
- MS word: digunakan untuk membantu dalam penulisan laporan

3. Hasil dan Analisis

Penentuan take-off gross weight dan berat bahan bakar Fase terbang yang dipakai adalah



Asumsi-asumsi $\frac{W_e}{W_0} = 0,62$

Fraksi bahan bakar pada saat take-off, $\frac{W_1}{W_0} = 0,97$

Fraksi bahan bakar pada saat climb, $\frac{W_2}{W_1} = 0,985$

Efisiensi aerodinamika, $\frac{L}{D} = 14$

$$c = 2,02 \times 10^{-8} \frac{lb}{(ft \cdot lb/s)} (s)$$

Efisiensi propulsi, $\eta_{pr} = 0,85$

Fraksi bahan bakar pada saat descent, $\frac{W_4}{W_3} = 1$

Fraksi bahan bakar pada saat landing, $\frac{W_5}{W_4} = 0,995$

Jarak jelajah/Range (R) adalah,

$$R = \frac{\eta_{pr} L}{c D} \ln \frac{W_2}{W_3}$$

$$\ln \frac{W_2}{W_3} = \frac{cR}{\eta_{pr} L/D}$$

$$\ln \frac{W_2}{W_3} = \frac{2,02 \times 10^{-8} \times 164042}{0,85 \times 14} = 2,78 \times 10^{-4}$$

$$\frac{W_2}{W_3} = \exp(2,78 \times 10^{-4}) = 1,000278$$

Fraksi bahan bakar pada saat cruising, $\frac{W_3}{W_2} = 0,99$

Fraksi bahan bakar pada semua fase terbang, $\frac{W_5}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4}$

$$\frac{W_5}{W_0} = 0,97 \times 0,985 \times 0,999 \times 1 \times 0,995 = 0,95$$

$$\frac{W_5}{W_0} = 0,95$$

Fraksi bahan bakar, $\frac{W_f}{W_0} = 1,06 \left(1 - \frac{W_5}{W_0}\right)$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06(1 - 0,95) = 0,0526$$

Take-off gross weight, $W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - W_f/W_0 - W_e/W_0}$

$$W_0 = \frac{4,4}{1 - 0,0526 - 0,62}$$

$$W_0 = 13 \text{ lb} = 6,11 \text{ kg}$$

Berat bahan bakar, $W_f = \frac{W_f}{W_0} \times W_0$

$$W_f = 0,0526 \times 13 = 0,71 \text{ lb} = 321,09 \text{ gram}$$

Penentuan Wing Loading (W/S)

Asumsi-asumsi $(C_L)_{max} = 1,7$

Density pada SL, $\rho_\infty = 0,002377 \text{ slug/ft}^3$

Kecepatan stall, $V_{stall} = \sqrt{\frac{2 W}{\rho_\infty S (C_L)_{max}}}$

Wing loading, $\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho_\infty (C_L)_{max} V_{stall}^2$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \times 0,002377 \times 1,7 \times 45,567^2 = 4,195 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$$

Penentuan Daya Mesin

Perhitungan daya mesin didasarkan pada tiga fase terbang yang membutuhkan energi mesin yang besar yaitu take-off, climb, dan akselerasi maksimal

Perhitungan daya mesin pada saat take-off

Radius rotasi, $R = \frac{6,96(V_{stall})^2}{g}$

$$R = \frac{6,96 \times 45,56^2}{32,174} = 449,17 \text{ ft}$$

$$\text{Sudut lintas terbang, } \theta_{OB} = \cos^{-1} \left(1 - \frac{h_{OB}}{R} \right)$$

$$\theta_{OB} = \cos^{-1} \left(1 - \frac{1}{449,17} \right) = 3,82^\circ = 0,0668 \text{ rad}$$

$$\text{Jarak airborne, } s_a = R \sin \theta_{OB}$$

$$s_a = 449,17 \sin 3,82^\circ = 29,97 \text{ ft}$$

$$\text{Jarak take-off ground run, } s_g = \frac{1,21(W/S)}{g\rho_\infty(C_L)_{\max}(T/W)}$$

$$s_g = \frac{1,21 \times 4,195}{32,174 \times 0,002377 \times 1,7(T/W)} = \frac{39,044}{T/W}$$

$$T/W = \frac{39,044}{s_g} = \frac{39,044}{82-29,97} = 0,75$$

$$V_\infty = 0,7V_{LO} = 0,7(1,1V_{stall})$$

$$V_\infty = 0,7(1,1 \times 45,57) = 35,087 \text{ ft/s}$$

$$\text{Power required, } P_R = TV_\infty = \frac{T}{W} W_0 V_\infty$$

$$\text{Daya mesin pada saat take-off, } P_R = 0,75 \times 13 \times 35,087 = 354,41 \text{ ft. lb/s}$$

$$P = \frac{P_A}{\eta_{pr}}$$

$$P = \frac{354,41}{0,85} = 416,96 \text{ ft. } \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,7581 \text{ hp}$$

Perhitungan daya mesin pada saat climb

$$\text{Efisiensi aerodinamika, } \left(\frac{L}{D} \right)_{\max} = \sqrt{\frac{1}{4C_{D,0}K}}$$

$$\text{Koefisien induced drag, } K = \frac{1}{4C_{D,0} \left(\frac{L}{D} \right)_{\max}^2}$$

$$K = \frac{1}{4 \times 0,0172 \times 14^2} = 0,0742$$

$$\text{Aspect ratio, } AR = \frac{1}{\pi e_0 K}$$

$$AR = \frac{1}{\pi \times 0,6 \times 0,0742} = 7,151$$

$$\frac{\eta_{pr} P}{W} = \left(R/C \right)_{\max} + \left(\frac{2}{\rho_\infty} \sqrt{\frac{K}{3C_{D,0}}} \frac{W}{S} \right)^{1/2} \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D} \right)_{\max}}$$

$$\frac{\eta_{pr} P}{W} = 9,84 + \left(\frac{2}{0,002377} \sqrt{\frac{0,0742}{3 \times 0,0172}} 4,195 \right)^{1/2} \frac{1,155}{14} = 15,209$$

$$\text{Daya mesin pada saat climb, } P = \frac{15,209W}{\eta_{pr}}$$

$$P = \frac{15,209 \times 13}{0,85} = 240,95 \text{ ft. } \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,4381 \text{ hp}$$

Perhitungan daya mesin pada saat akselerasi maksimal

$$T = D = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_{D,0} + \frac{2KS}{\rho_\infty V_\infty^2} \left(\frac{W}{S} \right)^2$$

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \frac{C_{D,0}}{W/S} + \frac{2K}{\rho_\infty V_\infty^2} \frac{W}{S}$$

$$\frac{W_2}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1}$$

$$\frac{W_2}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1}$$

$$\frac{W_2}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} = 0,9555$$

Berat pesawat pada saat mulai cruising, $W_2 = 12,866 \text{ lb}$

$$\frac{W_{MC}}{W_2} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{W_3}{W_2} \right)$$

$$\frac{W_{MC}}{W_2} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{W_3}{W_2} \right) = 0,9999$$

Berat pesawat pada saat melakukan akselerasi maksimal, $W_{MC} = \frac{W_{MC}}{W_2} W_2$

$$W_{MC} = 12,864 \text{ lb}$$

$$\frac{T}{W_{MC}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MC}/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} \frac{W_{MC}}{S}$$

$$\frac{T}{W_{MC}} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \frac{C_{D,0}}{W_{MC}/S} + \frac{2K}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2} \frac{W_{MC}}{S} = 0,177$$

Daya mesin pada saat akselerasi maksimal, $P = \frac{1}{\eta_{pr}} \frac{T}{W_{MC}} W_{MC} V_{max}$

$$P = \frac{1}{0,85} 0,177 \times 12,866 \times 182 = 488,21 \text{ ft.} \frac{\text{lb}}{\text{s}} = 0,8877 \text{ hp}$$

Jadi daya yang terbesar dari tiga fase terbang di atas adalah pada saat akselerasi maksimal sebesar $P = 0,8877 \text{ hp}$. Hasil ini dipergunakan untuk menentukan spesifikasi mesin

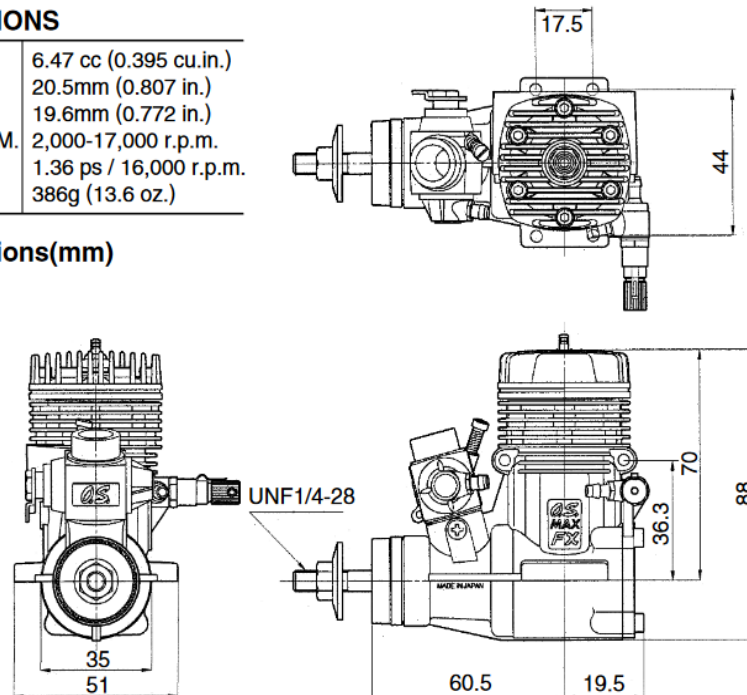
Power Loading, $\frac{W}{P} = \frac{13}{0,8877} = 15,17 \text{ lb/hp}$

Mesin yang dipilih adalah

**MAX-40FX
SPECIFICATIONS**

■ Displacement	6.47 cc (0.395 cu.in.)
■ Bore	20.5mm (0.807 in.)
■ Stroke	19.6mm (0.772 in.)
■ Practical R.P.M.	2,000-17,000 r.p.m.
■ Power output	1.36 ps / 16,000 r.p.m.
■ Weight	386g (13.6 oz.)

Dimensions(mm)



Dimensi Pesawat Udara

Luas Sayap, $S = \frac{W_0}{W/S}$

$$S = \frac{13}{4,195} = 3,21 \text{ ft}^2$$

Wingspan, $b = \sqrt{S \cdot AR}$

$$b = \sqrt{3,21 \times 7,151} = 4,79 \text{ ft} = 1,46 \text{ m}$$

Setengah wingspan, $b/2 = 2,4 \text{ ft} = 0,73 \text{ m}$

$$\text{Chort root, } c_r = \frac{2S}{(\lambda+1)b}$$

$$c_r = \frac{2 \times 3,21}{(0,75+1)4,79} = 0,77 \text{ ft} = 0,23 \text{ m}$$

$$\text{Chord tip, } c_t = \lambda c_r$$

$$c_t = 0,75 \times 0,77 = 0,57 \text{ ft} = 0,17 \text{ m}$$

$$\text{Jarak y mac, } \bar{y} = \frac{b}{6} \left(\frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \right)$$

$$\bar{y} = \frac{4,79}{6} \left(\frac{1+2 \times 0,75}{1+0,75} \right) = 1,14 \text{ ft} = 0,35 \text{ m}$$

$$\text{mac (mean aerodynamic chord) } \bar{c} = \frac{2}{3} c_r \left(\frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} \right)$$

$$\bar{c} = \frac{2}{3} 0,77 \left(\frac{1+0,75+0,75^2}{1+0,75} \right) = 0,67 \text{ ft} = 0,2 \text{ m}$$

Tabel 1. Fuselage length vs W^0

Length = aW_0^c	a	C
Sailplane—unpowered	0.86	0.48
Sailplane—powered	0.71	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68	0.23
Homebuilt—composite	3.50	0.23
General aviation—single engine	4.37	0.23
General aviation—twin engine	0.86	0.42
Agricultural aircraft	4.04	0.23
Twin turboprop	0.37	0.51
Flying boat	1.05	0.40
Jet trainer	0.79	0.41
Jet fighter	0.93	0.39
Military cargo/bomber	0.23	0.50
Jet transport	0.67	0.43

$$a=3,5$$

$$C=0,23$$

Panjang fuselas/body, $L = a(W_0)^C$

$$L = 3,5(13)^{0,23} = 6,36 \text{ ft} = 1,94 \text{ m}$$

Engine diletakkan di nose

Wing di cg yaitu 2,5 ft dari nose

Kamera diletakkan 3 ft dari nose

$$V_{HT} = \frac{l_{HT} S_{HT}}{\bar{c} S}$$

$$V_{VT} = \frac{l_{VT} S_{VT}}{b S}$$

Asumsi

$$V_{HT} = 0,7$$

$$V_{VT} = 0,04$$

Jarak Horizontal Stabilizer ke cg, $l_{HT} = 3,8 \text{ ft}$

Jarak Vertical Stabilizer ke cg, $l_{VT} = 4 \text{ ft}$

Luas Horizontal Stabilizer, $S_{HT} = \frac{V_{HT} \bar{c} S}{l_{HT}}$

$$S_{HT} = \frac{0,7 \times 0,67 \times 3,21}{3,8} = 0,4 \text{ ft}^2$$

$$\begin{aligned} \text{Luas Vertical Stabilizer, } S_{VT} &= \frac{V_{VT} b S}{l_{VT}} \\ S_{VT} &= \frac{0,04 \times 4,79 \times 3,21}{4} = 0,154 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

4. Kesimpulan

Prestasi Terbang PUNA adalah sebagai berikut.

Range (R)	: 50 km = 164,042 ft
Jarak Landing	: 20 m = 65,6 ft
Jarak take-off	: 25 m = 82 ft
RoC (Rate of Climb)	: 3 m/s = 9,84 ft/s
Kecepatan Maksimum	: 200 km/j = 182 ft/s
Kecepatan Stall	: 50 km/j = 45,57 ft/s
Ketinggian Jelajah	: 1 km = 3280,84 ft

Spesifikasi kamera adalah sebagai berikut:

Jenis kamera adalah Oblique Camera

Payload : Kamera sekitar 2 kg = 4,4 lb

DAFTAR PUSTAKA

- [1] Daniel P. Raymer. (1989). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*,. California: President, Conceptual Research Corporation Sylmar.
- [2] John D. Anderson, J. (1999). *Aircraft Performance and Design*. Tata McGraw Hill.
- [3] Putra, A. N. (2018). *Desain Awal dan Analisis Aerodinamika Pesawat UAV V-SKY 14*. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [4] Wildan (2018). *Desain dan Analisis Aerodinamika Pesawat UAV Cargo X*. Yogyakarta: Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto.
- [5] Syamsuar, S. (2015). Studi Kasus Prestasi Terbang Takeoff-Landing. *Jurnal Perhubungan Udara* , 49-58.
- [6] Mohammad H.Sadraey (2013). *Aircraft Design A Systems Engineering Approach*,.USA, New Hampshire, Daniel Webster Collage.