

PERHITUNGAN JARAK JANGKAU MAKSIMUM PESAWAT UDARA NIR AWAK BPPT UNTUK MISI STRATEGIS

DETERMINING THE MAXIMUM FLIGHT RANGE OF BPPT'S UAV FOR STRATEGIC MISSION

Jemie Muliadi, Endarmadi A. Prayitno, Heri T. Muryanto

Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan (PTIPK – BPPT),
Lt.2 Gd. 256 Manajemen-Hankam, Puspiptek, Serpong 15314.
e-mail : jemie.muliadi@bppt.go.id, endarmadi.aji@bppt.go.id heri.tri@bppt.go.id

Abstrak

Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi telah mengembangkan Pesawat Udara Nir Awak untuk berbagai misi. Selain misi yang terkait dengan aplikasi pertahanan dan keamanan, PUNA BPPT dikembangkan pula untuk misi-misi non militer. Sebagai validasi kemampuan PUNA BPPT dalam memenuhi misi tersebut, maka perlu diketahui ukuran-ukuran performa yang relevan. Ukuran-ukuran tersebut meliputi, jarak jangkauan terbang maksimum, ketinggian terbang maksimum, ketahanan lama terbang, dan sejenisnya.

Jarak jangkauan terbang (range) merupakan parameter yang krusial dalam Operasional Pesawat Udara Nir Awak. Makalah ini menyajikan perhitungan jangkauan terbang maksimum PUNA BPPT. Data hasil uji terbang PUNA BPPT diolah untuk menghasilkan parameter aerodinamika yang akan menjadi masukan dalam perhitungan jarak jangkauan terbang PUNA. Jarak jangkauan maksimum ini akan mencapai nilai optimum pada suatu nilai kecepatan jelajah optimum. Maka, variasi kecepatan jelajah akan dianalisa dan efeknya akan disimpulkan terhadap Jangkauan Terbang PUNA BPPT.

Kata kunci : Jangkauan Terbang, PUNA BPPT, Maximum Range

Abstract

The Agency for The Assessment and The Application of Technology (BPPT, Indonesia) has developed several UAV prototypes for various of mission. The missions to be accomplished were including military purposes and also civilian application. To validate the capability of these UAV in performing their defined mission, there's a requirement to calculate the flight performance parameters. The relevant parameters were including maximum flight range, maximum altitude, flight endurance, etc.

The flight range is a crucial parameter to be determined for a UAV for its suitable mission. Thus, this work will be focused on the Maximum Range determination of PUNA BPPT. The data from BPPT's UAV flight tests will be processed to obtain the aerodynamic parameters as inputs for maximum flight range calculation. The maximum range resulted were occurred in an optimum value of cruising speed. While varying the cruising speed will affect the maximum range attained, the variation will also be analyzed, and the effect will be concluded.

Keywords : Flight Range, BPPT's UAV, Maximum Range

Diterima (received) : 22 Oktober 2015, Direvisi (reviewed) : 04 Nopember 2015, Disetujui (accepted) : 15 Nopember 2015

PENDAHULUAN

Sepanjang abad 21 ini Pesawat Udara Nir Awak yang lebih akrab dengan istilah bahasa Inggris UAV, (unmanned aerial vehicles) atau kita mengenalnya dengan PUNA semakin berkembang dari “bom terbang” (*flying bomb*) menjadi sistem kompleks yang mampu mengerjakan beraneka ragam misi. Keunggulan wahana-wahana ini terletak pada biaya produksi dan biaya operasional yang relatif murah dan keluwesannya pada kebutuhan khusus dalam misi operasionalnya. Meski demikian, keuntungan yang sangat jelas adalah tidak perlunya awak manusia dalam wahana tersebut selama terbang, sehingga wahana ini mampu beroperasi terbang lama, terus-menerus dan dalam kondisi yang membahayakan keselamatan jiwa. Misi-misi tak berawak ini sering diistilahkan menjadi “3D missions” yaitu *dull, dirty and dangerous*¹¹⁾. Bahkan Alkire dkk.¹²⁾ menambahkan “2D” lagi, yaitu *Demanding dan Different*.

Austin¹³⁾ menjabarkan beberapa fungsi PUNA dalam berbagai lapangan penerapan. Dalam kepentingan sipil, PUNA digunakan untuk:

- a. fotografi udara, pembuatan film dan video dari udara dan sejenisnya
- b. pengamatan perkebunan dan penyemprotan obat untuk perkebunan
- c. SAR, penjaga pantai, pemantauan pada garis pantai, pengamatan lalu lintas kapal laut
- d. mendeteksi pencemaran dan memantau cagar alam
- e. bea cukai dan menangkap penyelundupan
- f. inspeksi kabel distribusi dari perusahaan listrik
- g. pemadam kebakaran dan pendeteksi kebakaran hutan
- h. pengawasan perikanan
- i. survey area dan pengamanan jalur pipa perusahaan minyak dan gas bumi
- j. pelayanan jasa informasi dan berita termasuk penyajian gambar, misalnya kehidupan alam liar
- k. pengendalian terhadap kebencanaan
- l. pengambilan sampel atmosfer dan kepentingan meteorologi lainnya
- m. pemantauan lalu lintas dan pengendalian lampu lalu lintas.
- n. fotografi untuk pemetaan wilayah
- o. pemantauan kualitas air sungai, pengendalian banjir dan polusi air
- p. survey geografis, geologis dan arkeologis, dan

- q. pemantauan sumber air bersih dan pemantauan jalur pipa penyalurannya

Sedangkan dalam kepentingan militer, PUNA digunakan oleh Angkatan Laut antara lain untuk membayangi armada musuh, mengecoh rudal dengan emisi penanda palsu, intelijen elektronik, sebagai relay sinyal radio, melindungi pelabuhan dari serangan lepas pantai, penempatan dan pemantauan pelampung sonar dan segala bentuk penangkal serangan kapal selam, serta peperangan.

Dalam kegiatan di Angkatan Darat, PUNA digunakan antara lain untuk pengintaian, pemantauan aktifitas musuh, pemantauan kontaminasi nuklir, biologis atau kimiawi, intelijen elektronik, pemantauan dan penentuan sasaran, serta penentuan lokasi dan penghancuran ranjau darat.

Dalam bidang Angkatan Udara, PUNA digunakan antara lain untuk pemantauan pada ketinggian sangat tinggi dan jarak sangat jauh, pengacau sistem radar (*jamming*) dan penghancuran radar, intelijen elektronik, pengamanan lapangan udara, pengkajian kerusakan lapangan udara, dan eliminasi bom yang tak meledak.

Dengan kecenderungan operasional di tempat yang jauh dari ruang kendali operasi, maka jarak jangkauan PUNA BPPT akan menjadi parameter yang penting. Berbagai metode yang terkait dengan perhitungan jangkauan terbang antara lain metode memaksimalkan jarak jangkauan dengan *autonomous soaring trajectories* (Chakrabarty dkk¹⁴⁾), metode estimasi yang dikembangkan untuk pesawat bertenaga baterai (Traub²²⁾) serta penerapan *optimizing control* (Wang dkk.²³⁾). Perhitungan jarak jangkauan PUNA menjadi input untuk optimisasi prestasi terbangnya (Chen, dkk.¹⁵⁾) dan untuk analisa prestasi terbang (Xie, dkk.²⁴⁾). Untuk memenuhi kebutuhan ini, maka pada makalah ini, akan dijabarkan penghitungan jangkauan terbang PUNA BPPT.

BAHAN DAN METODE

Bahan-bahan dalam perhitungan ini, meliputi data-data hasil uji terbang PUNA BPPT yang akan diolah untuk menghasilkan kuantitas-kuantitas parameter aerodinamika. Untuk mengolah data uji terbang tersebut, terdapat berbagai metode, seperti misalnya metode pada Kang dkk¹⁶⁾. Dalam makalah ini, penyederhanaan metode digunakan untuk perhitungan parameter aerodinamika untuk

alasan praktis. Parameter ini meliputi konsumsi spesifik bahan bakar (SFC_p), rasio bahan bakar pesawat (ζ), efisiensi aerodinamik maksimum (E_m), dan efisiensi baling-baling (η_p). Untuk mengolah parameter-parameter ini, maka perlu terlebih dahulu diturunkan persamaan jangkauan terbang maksimum beserta persamaan-persamaan pendukungnya.

Dengan demikian, persamaan jangkauan terbang ini menjadi suatu metode analitik, untuk menghitung *flight maximum range*, dalam pendekatan-pendekatan *engineering* (kerekayasaan). Metode analitik yang disebut *best range method* ini relatif mudah dan praktis tanpa mengorbankan akurasi hasilnya. Dari hasil *best range method*, nilai-nilai jangkauan terbang maksimum pada berbagai kecepatan terbang dapat dihitung.

Persamaan Jangkauan Terbang Maksimum

Jangkauan terbang (*range*) adalah jarak yang ditempuh oleh pesawat udara dengan sejumlah bahan bakar yang dibawa dan sehimpuan parameter terbang tertentu¹. Asselin¹, menurunkan persamaan jangkauan terbang pesawat udara dalam langkah-langkah berikut:

Dimulai dengan persamaan kecepatan terbang sebagai diferensial parsial terhadap waktu dari fungsi posisi, serta hubungan berkurangnya bahan bakar terhadap daya mesin, yaitu

$$\frac{\partial X}{\partial t} = V \quad (1)$$

$$\frac{\partial W}{\partial t} = -SFC_p \cdot P \quad (2)$$

di mana X = jangkauan terbang, V = kecepatan terbang, W = berat pesawat udara, SFC_p = konsumsi bahan bakar tiap satuan waktu (*piston-prop engine specific fuel consumption*) P = daya mesin pesawat (*power*), dan t = waktu.

Bila perhitungan dilakukan pada kondisi terbang lurus mendatar (*steady level flight*), maka daya mesin yang diperlukan akan sama dengan perkalian gaya dorong (*thrust*) dengan kecepatan terbang. Untuk pesawat berpendorong baling-baling (*propeller*) yang digerakkan mesin piston, daya tersebut akan senilai dengan hasil kali efisiensi baling-baling dengan daya yang dihasilkan mesin pada putaran sumbu baling-baling. Sehingga,

$$P_r = T_r \times V = \eta_p \times P \quad (3)$$

di mana P_r = daya yang diperlukan untuk terbang lurus dan mendarat, T_r = gaya dorong yang diperlukan untuk terbang lurus dan mendarat, η_p = koefisien efisiensi baling-baling, dan P = daya mesin pesawat (*Power*) pada sumbu putaran baling-baling

Maka laju perubahan jangkauan pesawat terhadap laju perubahan beratnya akan menjadi:

$$-\frac{\partial X}{\partial W} = \frac{V \eta_p}{SFC_p P_r} \quad (4)$$

Dari hubungan gaya dorong dan kecepatan terbang pada Persamaan (3), maka Persamaan (4) menjadi:

$$-\frac{\partial X}{\partial W} = \frac{\eta_p}{SFC_p T_r} \quad (5)$$

Untuk menggunakan data aerodinamis PUNA BPPT, variabel T_r akan dihubungkan dengan koefisien gaya angkat C_L dan koefisien gaya hambat C_D . Menurut Asselin¹, dapat disarikan beberapa langkah berikut ini.

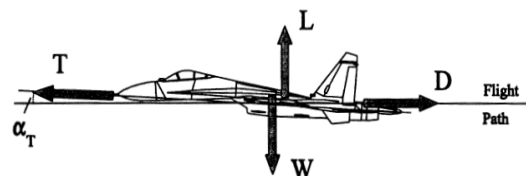
Dari diagram kesetimbangan gaya pada pesawat udara yang diilustrasikan pada Gambar 1, maka ketika terbang dalam keadaan mantap (*steady state flight*), berlaku:

$$T - D = 0 \quad (6)$$

$$L - W = 0 \quad (7)$$

di mana T = gaya dorong (*thrust*), D = gaya hambat (*drag*), L = gaya angkat (*lift*), dan W = berat pesawat (*weight*), sehingga:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} \quad (8)$$



Gambar 1
Kesetimbangan Gaya Pada Pesawat Udara
Sumber: Asselin¹

Bila didefinisikan parameter E , sebuah kuantitas perbandingan sebagai berikut :

$$E = L/D \quad (9)$$

Maka parameter E , juga menghubungkan koefisien gaya angkat C_L dan koefisien gaya hambat C_D pesawat. Dengan definisi C_L dan C_D berikut ini, maka

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (11)$$

dengan ρ = massa jenis udara, V = kecepatan terbang, dan S = luas sayap pesawat udara. Maka, dengan substitusi Persamaan (10) dan Persamaan (11) ke Persamaan (9), akan menghasilkan

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (12)$$

Dengan demikian, gaya dorong pesawat dapat dinyatakan sebagai fungsi E dan berat pesawat, setelah substitusi Persamaan (9), ke dalam Persamaan (8), akan dihasilkan

$$T_r = \frac{W}{L/D} = \frac{W}{E} \quad (13)$$

Sebagai kelanjutan dari perhitungan jangkauan terbang pesawat, maka dengan substitusi Persamaan (13) ke dalam Persamaan (5), laju perubahan jangkauan pesawat terhadap laju perubahan beratnya akan menjadi

$$-\frac{\partial X}{\partial W} = \frac{\eta_p E}{SFC_p W} \quad (14)$$

Dari persamaan diferensial parsial tersebut, maka untuk memaksimalkan jangkauan terbang, pesawat perlu terbang pada kondisi yang memungkinkan nilai perbandingan terbesar antara gaya angkat dengan gaya hambatnya. Sehingga, jangkauan maksimum akan didapat pada E_m , yaitu nilai E yang paling besar. Maka, Persamaan (14) diintegrasikan menjadi

$$X_{BR} = \frac{-\eta_p E_m}{SFC_p} \int_{W_1}^{W_2} \frac{\partial W}{W} \quad (15)$$

untuk menghasilkan

$$X_{BR} = \frac{\eta_p E_m}{SFC_p} \ell n \left(\frac{W_1}{W_2} \right) \quad (16)$$

dengan X_{BR} = jangkauan terbang maksimum, W_1 = berat awal pesawat udara, W_2 = berat pesawat udara di akhir penerbangan, serta E_m = nilai maksimum perbandingan C_L dan C_D seperti Persamaan (12).

Bila parameter ζ didefinisikan sebagai perbandingan berat bahan bakar, W_{Fuel} , dengan berat awal pesawat, maka akan didapat

$$\zeta = \frac{W_{Fuel}}{W_1} = \frac{W_1 - W_2}{W_1} \quad (17)$$

Jadi, Persamaan (16) ditulis ulang menjadi

$$X_{BR} = \frac{\eta_p E_m}{SFC_p} \ell n \left(\frac{1}{1 - \zeta} \right) \quad (18)$$

Dengan demikian, maka jangkauan terbang terbaik (*best range, BR*) dapat dicapai bila pesawat udara menjelajah pada kecepatan yang mengkondisikan terjadinya perbandingan maksimum antara gaya angkat dengan gaya hambatnya V_{E_m} , atau

$$V_{BR} = V_{E_m} \quad (19)$$

Persamaan Jangkauan Terbang PUNA bila Kecepatan Jelajahnya bukan pada V_{BR}

Perbandingan kecepatan terbang aktual dengan kecepatan jangkauan terbang teoritis V_{BR} didefinisikan sebagai berikut

$$U = \frac{V}{V_{BR}} = \frac{V}{V_{E_m}} \quad (20)$$

Dengan bantuan Persamaan (7) dan Persamaan (10) diperoleh kecepatan terbang V , sebagai fungsi koefisien gaya angkat C_L dan berat pesawat W .

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (21)$$

Substitusi Persamaan (21) ke Persamaan (20) menghasilkan hubungan berikut

$$v = \frac{V}{V_{E_m}} = \frac{\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{E_m}}}}} = \sqrt{\frac{C_{L_{E_m}}}{C_L}} \quad (22)$$

Sehingga nilai C_L aktual terhadap nilai pada jangkauan terbang maksimum diperoleh sebagai berikut,

$$C_L = \frac{C_{L_{E_m}}}{v^2} \quad (23)$$

Karena gaya hambat (*drag*), terdiri dari komponen tetap dan komponen yang bervariasi akibat gaya angkatnya sendiri (*induced drag*), maka koefisien gaya hambat, C_D pesawat dimodelkan menjadi

$$C_D = C_{D_0} + K.C_L^2 \quad (24)$$

Substitusi Persamaan (23) dan Persamaan (24) ke dalam Persamaan (12) menghasilkan uraian berikut:

$$\begin{aligned} E &= \frac{C_L}{C_D} = \frac{\frac{C_{L_{E_m}}}{v^2}}{C_{D_0} + K \left(\frac{C_{L_{E_m}}}{v^2} \right)^2} \\ &= \frac{v^2 \sqrt{\frac{C_{D_0}}{K}}}{v^4 C_{D_0} + K \left(\frac{C_{D_0}}{K} \right)} \quad (25) \\ E &= \frac{2v^2 E_m}{(v^4 + 1)} \end{aligned}$$

Penggabungan Persamaan (18) dengan Persamaan (25) akan menghasilkan variasi nilai jarak X , terhadap rentangan nilai kecepatan relatif, v .

$$\frac{X}{X_{BR}} = \frac{E}{E_m} = \frac{2v^2}{(v^4 + 1)} \quad (26)$$

Perhitungan Jangkauan Terbang dan Diskusi

Dengan menggunakan Persamaan (18) dan Persamaan (26) maka dapat dihitung baik jarak jangkauan terbang maksimal PUNA BPPT maupun variasi jangkauan terbang terhadap kecepatan jelajahnya.

Jangkauan terbang maksimum akan dihitung menggunakan Persamaan (18) tentang *best range*. Maka, akan dibutuhkan nilai dari parameter SFC_p , E_m , η_p , dan ζ yang dihitung dari pengolahan data asli pada dokumen desain dan hasil uji terbang PUNA. Data asli tersebut ditabelkan sebagai berikut:

Tabel 1.
Data Asli Perhitungan Jangkauan Terbang Maksimum PUNA

Parameter	Nilai	Satuan	Sumber
MTOW	120	kg	Stenger dkk. ¹⁰⁾
ρ_{Fuel}	0,723	g/cm ³	Sururi dkk. ⁸⁾
Fuel Rate	11 / 62	Lt/min	Muliadi dkk. ^{2)&3)}

Konsumsi Spesifik Bahan Bakar (Specific Fuel Consumption, SFC_p)

Konsumsi spesifik bahan bakar menyatakan massa bahan bakar yang digunakan dalam setiap satuan daya per satuan waktu. Dengan menggunakan informasi *fuel rate* pada Tabel 1, dan perhitungan daya jelajah jarak jauh dari Muliadi dan Djatmiko³⁾, maka diperoleh nilai SFC_p sebesar $2,23651 \times 10^{-06}$ kg/ws.

Rasio Bahan Bakar Pesawat (Fuel Ratio, ζ)

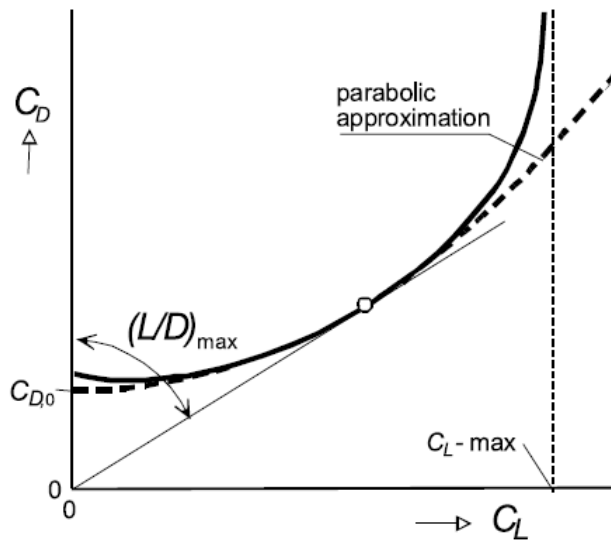
Rasio bahan bakar pesawat menyatakan perbandingan antara massa bahan bakar yang dibawa dengan berat lepas landasnya. Untuk maksimalisasi jangkauan terbang, maka akan digunakan berat lepas landas sebesar *maximum take-off weight*, MTOW dari Tabel 1. Untuk 20 liter bahan bakar, maka dengan Persamaan (17) akan diperoleh nilai ζ sebesar 0,1205.

Efisiensi Aerodinamik Maksimum (Best CL/CD, E_m)

Nilai efisiensi aerodinamik, E adalah properti aerodinamik yang menyatakan perbandingan gaya angkat PUNA terhadap gaya hambatnya (*lift to drag ratio*). Secara

matematis, nilai E dihitung dengan Persamaan (9) atau Persamaan (12). Untuk memaksimalkan jangkauan terbang, maka nilai maksimum E dapat dihitung untuk memperoleh E_m . Biasanya, kuantitas E_m pada PUNA akan bernilai lebih kecil dibandingkan pada pesawat udara yang lebih besar¹⁴⁾.

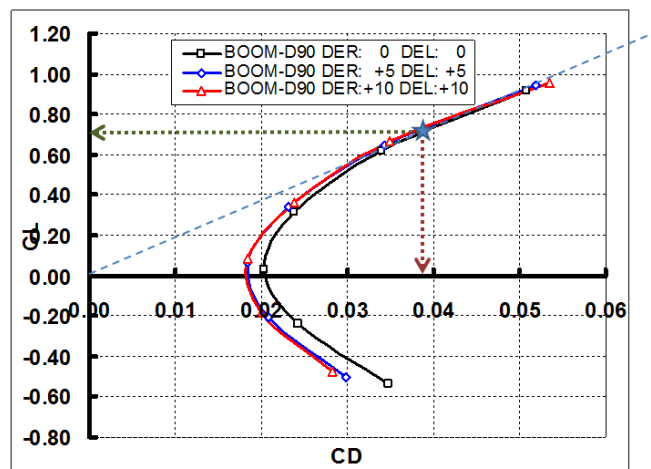
Torenbeek dan Wittenberg⁴⁾ menghitung nilai maksimum efisiensi aerodinamik dengan menggunakan kurva "drag polar". Pada Gambar 2, sebuah garis ditarik dari pusat koordinat hingga menyinggung kurva drag polar. Pada titik singgung tersebutlah diperoleh pasangan nilai C_L dan C_D yang memiliki perbandingan E maksimum (E_m).



Gambar 2
Penentuan Lift to Drag Ratio Maksimum dengan metoda Grafis (Sumber: Torenbeek⁴⁾)

Kurva drag polar PUNA BPPT yang diperoleh dari Analisa Aerodinamika Wulung⁵⁾ disajikan pada Gambar 3. Kurva drag polar tersebut diberi garis singgung yang melewati pusat koordinat. Dari Gambar 3, titik singgung yang terjadi diberi simbol bintang. Proyeksi titik singgung tersebut pada sumbu horizontal menghasilkan nilai C_D pada

kondisi E_m . Sedangkan proyeksi titik singgung tersebut pada sumbu vertikal menghasilkan nilai C_L pada kondisi E_m . Setelah proses interpolasi dan substitusi nilai C_L dan C_D tersebut ke Persamaan (12) maka akan diperoleh nilai E_m sebesar 18,26087.



Gambar 3
Penentuan Lift to Drag Ratio Maksimum PUNA BPPT (Sumber Drag Polar: Analisa Aerodinamika Wulung⁵⁾)

Efisiensi Baling-Baling (Propeller Efficiency, η_P)

Ruijgrok⁶⁾, menyajikan hubungan antara *propeller efficiency* dengan *propulsive efficiency* sebagai berikut:

$$\eta_P = \eta_j \left[1 - \frac{\sum (C_{D_s} \cdot S_s)}{\frac{\pi}{4} D_P^2} \right] \quad (27)$$

di mana η_j = koefisien efisiensi propulsif, C_{D_s} = koefisien gaya hambat bilah baling-baling, S_s = luas area permukaan baling-baling, dan D_P = diameter baling-baling

Sedangkan *propulsive efficiency* dihitung menggunakan persamaan dari Ruijgrok⁶⁾:

$$\eta_j = \frac{C_T}{C_P} J \quad (28)$$

di mana C_T = koefisien gaya dorong (*thrust*) tak-berdimensi, C_P = koefisien daya (*power coefficient*) tak-berdimensi, dan J = rasio advans (*advance ratio*)

Selanjutnya *advance ratio* dihitung menggunakan persamaan dari Ruijgrok⁶⁾:

$$J = \frac{V_0}{n_p D_P} \quad (29)$$

di mana V_0 = kecepatan jelajah, dan n_p = jumlah putaran baling-baling per detik

Koefisien daya dihitung menggunakan persamaan dari Ruijgrok⁶⁾:

$$C_P = \frac{P_{br}}{\rho n_p^3 D_P^5} \quad (30)$$

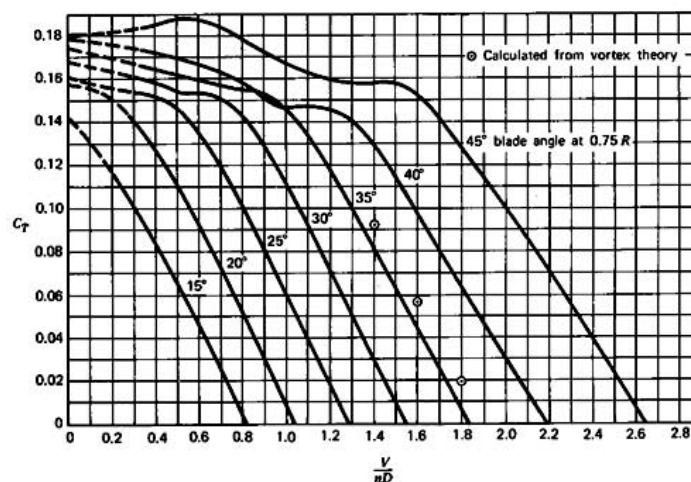
dimana P_{br} adalah daya pada sumbu baling-baling yang nilainya:

$$P_{br} = D \times V \quad (31)$$

Dimensionless thrust coefficient akan ditentukan dengan menggunakan persamaan dari McCormick⁷⁾ berikut:

$$C_T = \frac{T}{\rho \times n_p^2 \times D_P^4} \quad (32)$$

dimana nilai T diperoleh dari Persamaan (6) dan (11). McCormick⁷⁾ menyajikan plot C_T sebagai fungsi kecepatan tak berdimensi bilah baling-baling, yaitu $V/(n_p D)$ dan sudut *pitch* baling-baling.



Gambar 4
Plot *Dimensionless Thrust Coefficient* C_T (Sumber: McCormick⁷⁾)

Dengan menggunakan hasil perhitungan dari Analisa Propulsi PUNA BPPT⁹⁾ bersama kondisi berikut:

- ketinggian terbang 2000 ft dari permukaan laut.
- kecepatan Jelajah sebesar 56 knots (kecepatan dalam kondisi E_m di altitude 2000 ft).
- putaran baling-baling sebesar 5600 rpm (putaran per menit).

- baling-baling yang digunakan berukuran 32 x 17 inch (diameter x pitch).
- daya mesin sebesar 24 HP.
- MTOW sebesar 120 kg.

Sehingga diperoleh nilai efisiensi baling-baling η_p sebesar 0,6115. Desain baling-baling untuk meningkatkan efisiensi ini dapat diamati pada Morgado dkk²⁰.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil Perhitungan Jangkauan Terbang Maksimum Terbaik (*Best Range*)

Jangkauan terbang maksimum akan dihitung menggunakan persamaan *best range* (18):

$$X_{BR} = \frac{\eta_p E_m}{SFC_p} \ln\left(\frac{1}{1-\zeta}\right) \quad (18)$$

Substitusi nilai-nilai dari parameter SFC_p , E_m , η_p , dan ζ menghasilkan jangkauan terbang sejauh 641 km. Jarak maksimum sebesar 641 km ini menggambarkan kemampuan PUNA untuk menjangkau suatu lokasi



Gambar 5

Jangkauan Terbang (dalam km) PUNA BPPT terhadap Variasi Kecepatan (dalam knots).

Pembahasan (Diskusi)

Perhitungan jangkauan terbang terbaik PUNA (*best range*) dilakukan pada ketinggian terbang 2000 ft, kecepatan jelajah 56 knots, dengan daya mesin 24 HP dan berat lepas landas (TOW) sebesar 120 kg. Pada kondisi tersebut diraih jangkauan terbang terbaik hingga 641 km, yang menggambarkan jarak tempuh hingga 320 km bolak-balik.

Nilai jangkauan terbang ini, diperoleh dengan asumsi:

- Tidak memperhitungkan adanya angin selama penerbangan.

berjarak kira-kira 300 km dari lokasi *take-off*-nya, lalu melakukan pengambilan gambar atau misi lainnya, kemudian terbang jelajah kembali ke landasan untuk mendarat. Dengan mengadopsi klasifikasi yang dipublikasikan oleh Korchenko¹⁷, maka PUNA BPPT ini masuk dalam kategori *operative (medium range flights)*, subkategori *medium range endurance (MRE)*.

Pengaruh Kecepatan Jelajah terhadap Jangkauan Terbang Maksimum PUNA BPPT

Jangkauan terbang hingga 641 km ini dicapai pada kecepatan jelajah 56 knots. Untuk kecepatan jelajah yang berbeda dari nilai optimum tersebut, maka jangkauan maksimum di masing-masing kecepatan jelajahnya dihitung dengan Persamaan (26).

$$\frac{X}{X_{BR}} = \frac{E}{E_m} = \frac{2v^2}{(v^4 + 1)} \quad (26)$$

Hasil perhitungan diplot pada grafik berikut.

- Manuvernya hanya pada terbang jelajah (*cruise*).

Sehingga, secara realistis, jangkauan terbang yang akan dicapai PUNA BPPT akan lebih rendah dari perhitungan ini. Dengan kehadiran efek cuaca seperti angin termal (arah vertikal), angin horizontal, tambahan manuver, maka nilai ini akan berkurang semakin besar. Penambahan jangkauan terbang sebenarnya dimungkinkan dengan berbagai cara, misalkan dengan *autonomous soaring* dan pengisian bahan bakar di udara (Lawrance¹⁸), *dynamic soaring* (Zhu dkk.²⁶), *trajectory optimization* (Manickavasagam dkk.¹⁹), serta *gliding flight* (Dao dkk.²⁵).

Pada operasional PUNA BPPT selain 56 knots, maka akan dijumpai penurunan nilai jangkauan terbang maksimumnya. Untuk kecepatan lebih rendah, jangkauan terbang turun hingga 512 km pada kecepatan jelajah 40 knots. Sedangkan pada kecepatan yang lebih tinggi, jangkauan terbang juga turun hingga 372 km pada kecepatan jelajah 100 knots.

SIMPULAN

Hasil perhitungan menghasilkan Jarak Jangkau T sebesar 641 km yang dicapai pada kecepatan jelajah optimum 56 knots.

Jarak ini akan semakin berkurang bila kecepatan jelajah bergeser dari nilai optimumnya yang 56 knots.

Penelitian ini dapat diteruskan dengan menambahkan efek cuaca pada pemodelan matematisnya untuk menghasilkan output yang lebih realistis. Hambatan yang dapat terjadi adalah sifat cuaca yang acak, sehingga perlu dimodelkan dengan kehati-hatian, dan sangat bergantung pada lokasi dan waktu penerbangan. Efek angin sendiri dapat dimodelkan pengaruhnya pada performansi pesawat udara (Schopfer²¹).

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih diucapkan kepada Dr. Ir. Samudro, M.Eng., selaku Direktur PTIPK yang mendorong para penulis untuk mempublikasikan karya ini dan memberikan segenap dukungan dalam penyelesaian karya ini. Selain itu disampaikan pula kepada Dr. Fadilah Hasim, M.Eng., atas review dan saran yang sangat berharga terhadap perbaikan isi dan redaksional naskah ini.

DAFTAR PUSTAKA

1. Asselin, M., An Introduction to Aircraft Performance, *AIAA Education Series*, AIAA Inc., Vancouver USA, 1997.
2. Muliadi J., dan Djatmiko, *Technical Note No. 90/FT/2.1/PUNA/XI/08*, Flight Test Plan for "Long Range Test", Tertanggal 12 November, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2008
3. Muliadi J., dan Djatmiko, *Technical Note No. 95/FT/2.1/PUNA/XI/08*, Flight Test Log for "BPPT-02A, PA-2 Long Range Test" Test Item, Tertanggal 13 November, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2008.
4. Torenbeek, E., dan Wittenberg, H., *Flight Physics*, Essential of Aeronautical Disciplines and Technology with Historical Notes, Springer, 2009.
5. PTIPK-BPPT, *Technical Document No: 05/TD/PA1-200/PUNA/2006*, Analisa Aerodinamika PUNA PA1-200 'Wulung', Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2006.
6. Ruijgrok, G. J. J., *Elements of Airplane Performance*, Delft University Press, Delft, The Netherlands, 1994.
7. McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, John-Wiley and Sons, New York, 1979.
8. Sururi, E dan Waluyo, B., Kaji Eksperimen: Perbandingan Penggunaan Bahan Bakar Premium dan Pertamina terhadap Unjuk Kerja Mesin pada Sepeda Motor Suzuki Thunder Tipe EN-125, http://oto.teknik.ummgl.ac.id/wp-content/uploads/2013/06/KAJI_EKSPERIMEN_PERBANDINGAN_PENGGUNAAN_BAHAN_BAKAR_PREMIUM_DAN_PERTAMAX_TERHADAP_UNJUK_KERJA_MESIN.pdf, diakses 2015
9. PTIPK-BPPT, *Technical Document No: 12/TD/BPPT-01B/2007*, Analisa Propulsi BPPT-01B, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2007.
10. PTIPK-BPPT, *Technical Document No: 04/TD/PA1-200/PUNA/2006*, Konfigurasi Pesawat Udara PUNA PA1-200, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2007.
11. Stenger, A., Fernando, B. dan Heni, M., *Autonomous Mission Planning for UAVs: a Cognitive Approach*, SILVER ATENA Electronic Systems Engineering GmbH, Munich, Germany, 2012.
12. Alkire, B., Kalimani, J. G., dan Moore, L.R., *Applications for Navy Unmanned Aircraft Systems*, RAND National Defence Research Institute, USA, 2010.
13. Austin, R., *Unmanned Aircraft Systems: UAV Design, Development and Deployment*, John Wiley & Sons, London, UK, 2010.
14. Chakrabarty, A dan Langelaan, J.W., *Flight Path Planning for UAV Atmospheric Energy Harvesting Using Heuristic Search*, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Ontario, Canada, 2010.
15. Chen, X., Wang, X., dan Zhou, J., UAV Flight Performance Optimization based on Restart PRP Conjugate Gradient Method, *The 2012 International Conference in Industrial Control and Electronics Engineering*, 2012.
16. Kang, Y., Park, B., Cho, A., Yoo, C., dan Koo, S., Flight Test of Flight Control Performance for Airplane Mode of Smart UAV, *The 12th International Conference on Control, Automation and Systems*, Jeju, Korea, 2012.
17. Korchenko, A. G. dan Illyash, O. S., The Generalized Classification of Unmanned Air Vehicles, *Proceedings of The IEEE 2nd International Conference "Actual Problems of Unmanned Air Vehicles Development"*, 2013.

18. Lawrance, N. R. J., Acevedo, J. J., Chung, J. J., Nguyen, J. L., Wilson, D., dan Sukkarieh, S., Long Endurance Autonomous Flight for Unmanned Aerial Vehicles, *Journal of Aerospace Lab, Issue 8*, 2013.
19. Manickavasagam, M., Sarkar, A. K., dan Vaithyanathan, V., Trajectory Optimization of Long Range and Air-to-Air Tactical Flight Vehicles, *Journal of Defence Science, Vol. 65, No. 2*, 2015.
20. Morgado, J., Abdollahzadeh, M., Silvestre, M. A., R., dan Pascoa, J. C., High Altitude Propeller Design and Analysis, *Journal of Aerospace Science and Technology, Vol. 45*, 2015.
21. Schopferer, S., dan Pfeifer, T., Performance-Aware Flight Path Planning for Unmanned Aircraft in Uniform Wind Fields, *Proceeding of International Conference on Unmanned Aircraft System (ICUAS)*, Denver, USA, 2015.
22. Traub, L. W., Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft, *Journal of Aircraft, Vol. 48, No. 2*, 2011.
23. Wang, X., Yao, J., dan Zhang, J., Application of Optimizing Control in Determining Flight Range of Aircraft, *IEEE Xplore*, 2010.
24. Xie, Y., Zheng, W., Tang, G., dan Zhang, H., Analysis of Flight Performance Using Neural Networks, *Proceeding of The 8th International Conference on Natural Computation (ICNC)*, 2012.
25. Dao, C. Z., Xia, Q. L., Wen, Q. Q., dan Zhou, G. Q., An Approximate Optimal Maximum Range Guidance Scheme for Subsonic Unpowered Gliding Vehicles, *International Journal of Aerospace Engineering*, Hindawi, 2015.
26. Zhu, B., Hou, Z., Shan, S., and Wang, X., Equilibrium Positions for UAV Flight by Dynamic Soaring, *International Journal of Aerospace Engineering*, Hindawi, 2015.