

KEMAMPUAN STRATEGIS PESAWAT UDARA NIR AWAK BPPT UNTUK DIOPERASIKAN DARI KAPAL PERANG

THE STRATEGIC FLIGHT PERFORMANCE OF BPPT UAV FOR SUPPORTING THE NAVAL OPERATION

Perhitungan Jangkauan, Ketahanan dan Batas Ketinggian Terbang serta Paparan Kelayakan Operasional *Flying Wing* pada Kapal Perang Indonesia

Jemie Muliadi ^a, Dewi H. Budiarti ^a, Akhmad Rifai ^a, Dyah Jatiningrum ^b

^a Pusat Teknologi Industri Pertahanan dan Keamanan (PTIPK – BPPT),
Lt.2 Gd. 256 Manajemen-Hankam, Puspiptek, Serpong 15314.

^b Pusat Teknologi Industri dan Sistem Transportasi (PTIST – BPPT),
Lt.3 Gd. Tekno 2, Puspiptek, Serpong 15314.

e-mail : jemie.muliadi@bppt.go.id, dewi.habsari@bppt.go.id, akhmad.rifai@bppt.go.id,
dyah.jatiningrum@bppt.go.id

Abstrak

Salah satu cara pemenuhan Minimum Essential Force TNI-AL adalah melalui peningkatan kemampuan Alutsista yang sudah dimiliki. Peningkatan kemampuan tersebut dapat dilakukan dengan melengkapi kapal perang (KRI) dengan PUNA BPPT. Penempatan PUNA BPPT pada kapal perang TNI-AL akan mendukung fungsi operasionalnya, antara lain patroli perbatasan, pengawasan wilayah bahkan hingga pengintaian.

Dalam naskah ini akan disajikan kemampuan jangkauan jarak, ketahanan dan ketinggian terbang PUNA BPPT yang relevan dengan pengoperasiannya dari kapal perang. Perhitungan parameter prestasi terbang PUNA BPPT akan dilakukan dengan pengolahan data uji terbang, dokumen perancangan, dan pendekatan-pendekatan perhitungan yang terkait.

Meskipun PUNA belum mampu menggantikan keseluruhan fungsi helikopter di kapal perang, tapi beberapa fungsi penting tersebut dapat dikerjakan oleh PUNA. PUNA beroperasi dengan konsumsi bahan bakar yang sangat sedikit dan dapat bertolak dan mendarat dengan lebih mudah. Dengan sifat Nir Awak-nya, penggunaan PUNA mengurangi resiko terhadap keselamatan personel yang mengoperasikannya. Hal-hal ini menjadi acuan BPPT dalam mengembangkan PUNA yang dapat beroperasi dari kapal perang.

Kata kunci : PUNA KRI, PUNA BPPT, PUNA tanpa ekor, Jangkauan Terbang, Ketahanan Terbang

Abstract

One of the method to achieve the Minimum Essential Force for the Indonesian Navy is the improvement of the current capability of the existing weapons and defense apparatus. Equipping the warship with reliable UAVs will support their main mission such as border patrol, surveillance, and reconnaissance.

In this work, the BPPT UAV range, endurance, and ceiling will be presented to emphasis its ability for operation from the warship. By processing its flight test data, together with design documents and using proper approximation method, the flight performance parameters will be derived, and its values will be calculated.

The UAV can not totally replace the role of navy's helicopter of the warship, but partially, the UAV offers better features such as lower fuel consumption, and the easiness in take off and landing process. The personnel involved in the UAV mission can operate it safely compared to the manned helicopter. These motives

encourage BPPT to develop a UAV that is portable enough to be operated from frigate class warships.

Key words : Naval purpose UAV, BPPT UAV, Flying Wing, Flight Range, Flight Endurance

Diterima (*received*) : 14 Juni 2017, Direvisi (*reviewed*) : 9 Juli 2017, Disetujui (*accepted*) : 30 Juli 2017

PENDAHULUAN

Perbatasan Wilayah Negara Kesatuan Republik Indonesia

Sebagian besar perbatasan Indonesia terdiri dari perbatasan laut. Hal ini adalah konsekuensi dari kondisi geografis Indonesia yang unik, yaitu negara kepulauan yang terbentang di wilayah yang cukup luas. Pengawasan garis perbatasan yang sangat panjang ini menjadi salah satu tugas TNI AL. Tugas ini bisa jadi adalah pekerjaan yang sangat berat, terutama karena kondisi sarana dan prasarana TNI yang ada sekarang.

Saat ini, garis pantai Indonesia terbentang sepanjang 97 ribu km¹). Dengan panjang garis pantai yang mencapai puluhan ribu kilometer dan garis perbatasan darat hingga ribuan kilometer, maka masih terdapat persoalan perbatasan yang belum selesai. Dalam Buku Putih Pertahanan Indonesia²), dijelaskan isu tentang pulau-pulau kecil terluar/terdepan yang sebenarnya berperan sangat menentukan dalam penentuan batas wilayah Indonesia. Pulau-pulau tersebut berfungsi sebagai titik pangkal penarikan batas wilayah NKRI. Namun terjadi masalah dalam eksistensi, status kepemilikan, konversi lingkungan, pengamanan dan pengawasannya. Di sisi lain kondisi pulau-pulau kecil terluar semakin kritis karena banyak yang tidak berpenghuni dan kondisi alamnya tidak layak untuk dihuni, antara lain tidak terdapat cukup kandungan daya air tawar dan ruang hidup yang tidak cukup.

Dalam bidang pengamanan, pulau-pulau kecil terluar berpotensi diperjualbelikan atau disewakan secara tidak sah kepada pihak atau warga negara asing. Dari beberapa kasus, ditemukan beberapa pulau kecil yang dikelola oleh perorangan, bahkan ada yang dikelola oleh pihak asing. Praktek-praktek tersebut menjadi ancaman yang dapat menyulitkan pemerintah dan bangsa Indonesia. Di sisi lain, keterbatasan pembangunan pada pulau-pulau di daerah perbatasan menjadi ancaman stabilitas politik, hukum dan keamanan²²). Dari paparan ini, dapat terlihat pentingnya kehadiran sarana pengawasan dengan

kemampuan di atas kesanggupan fisik manusia.

Dalam Buku Putih tersebut²), diidentifikasi pula beberapa jenis gangguan di wilayah perbatasan, meliputi, pencurian ikan, penyelundupan dan perompakan. Selain itu, terdapat pula ancaman nirmiliter yang bersifat lintas Negara, yaitu ancaman keamanan lintas negara yang terorganisir yang melibatkan pelaku-pelaku dari negara lain. Bentuk ancaman dimaksud antara lain aksi terorisme internasional, gangguan keamanan di wilayah laut, gangguan keamanan dirgantara, dan gangguan keamanan di sepanjang garis perbatasan darat. Bentuknya berupa penyelundupan manusia, senjata dan bahan peledak, serta perompakan dan pembajakan, pembalakan liar, penangkapan ikan secara tidak sah, dan lain-lain.

Peningkatan *Minimum Essential Force* TNI-AL

Minimum Essential Force (MEF) adalah kekuatan minimal pokok yang diperlukan oleh TNI untuk dapat menjaga kedaulatan Negara Kesatuan Republik Indonesia secara optimum. Untuk memenuhi MEF ini maka sarana dan prasarana TNI perlu ditingkatkan. Salah satunya adalah dengan meningkatkan kemampuan sarana TNI-AL yang telah ada. Peningkatan kemampuan kapal patroli perbatasan kelas fregat dapat diwujudkan melalui pengoperasian Pesawat Udara Nir Awak (PUNA). PUNA dapat digunakan untuk melakukan pengawasan terhadap pulau-pulau terpencil di perbatasan. Penerapan hal ini akan meningkatkan luasan area pengawasan, sehingga dapat mencegah 'hilangnya' pulau-pulau tersebut ke negara tetangga.

Pesawat Udara Nir Awak Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (PUNA BPPT)

Konfigurasi PUNA yang dikembangkan oleh BPPT untuk operasi dari atas kapal kelas fregat adalah pesawat udara nir awak dengan konfigurasi *flying wing*. Pesawat ini dapat lepas landas dengan menggunakan *launcher* (pelontar) dan mendarat dengan menggunakan *landing net* (jaring pendarat).



Gambar 1.
PUNA BPPT jenis *Flying Wing*

Dari kapal perang TNI-AL, PUNA dirancang untuk melaksanakan misi pengawasan pulau-pulau terluar Indonesia dengan *real-time* video baik dengan kamera konvensional maupun inframerah. Hal ini adalah salah satu aplikasi PUNA yang dapat dioperasikan pada kapal perang, di samping banyak kegunaan lain yang masih bisa dieksplorasi¹⁶⁾.

Kapal Perang TNI-AL Kelas Fregat

Sebagai salah satu kekuatan armada TNI AL, kapal perang dilengkapi dengan berbagai peralatan pendukung operasi misinya. Salah satu peralatan yang sangat sensitif adalah antena radar yang berada di geladak bagian tengah kapal¹⁷⁾. Berbagai peralatan operasional tersebut secara langsung maupun tidak langsung akan menjadi faktor yang menentukan prosedur penggunaan PUNA di atas kapal perang baik dari segi lokasi maupun prosedur *takeoff* dan *landing* yang akan diterapkan.



Gambar 2
Kapal Perang TNI-AL Kelas Fregat
Sumber: Wikipedia¹⁹⁾

Pada dek bagian belakang kapal perang kelas fregat terdapat *helipad* yang mampu memfasilitasi operasi *light helicopter* seperti jenis NBO 105 Bolkow. Panjang *helipad* ini adalah 24,6 meter, sedangkan lebarnya adalah 12 meter. Dari segi dimensi dan lokasi, area *helipad* ini dapat digunakan dalam pengoperasian PUNA.

Konsepsi *take-off* dan *landing* di atas kapal, bukanlah hal baru. Banyak pesawat berkemampuan *Short Take-Off and Landing* (STOL) dan *Vertical Take-Off and Landing* (VTOL) juga mampu lepas landas dan mendarat di atas kapal laut²¹⁾. Gambar 3 memperlihatkan lokasi pendaratan di atas KRI.



Gambar 3
Helipad Lokasi Peluncuran dan Pendaratan PUNA di Kapal Perang

TAKE-OFF LANDING PUNA BPPT DI ATAS KAPAL PERANG

Peluncuran PUNA dari Kapal Perang

Seperti halnya operasi di darat, peluncuran PUNA dari atas kapal perang, akan menggunakan *launcher* yang sama dengan panjang 4,77 meter. *Launcher* yang digunakan PUNA BPPT ini dapat dipasang di atas *helipad* yang berukuran 24,6 meter x 12 meter. *Launcher* dapat dipasang sejajar panjang ataupun lebar *helipad*. Arah angin dan kecepatan kapal perlu diperhatikan untuk performa *takeoff* yang optimal. Selain itu, pesawat harus diluncurkan menjauh dari badan kapal agar tidak membahayakan peralatan maupun personel. Terdapat tiga kemungkinan peluncuran yaitu arah belakang, kanan atau kiri kapal, yang dapat diatur dengan mudah karena *launcher* yang digunakan cukup portabel. Gambar 4 memperlihatkan pelontar yang digunakan.



Gambar 4
Launcher PUNA BPPT



Gambar 5
Ilustrasi Persiapan Peluncuran PUNA BPPT dari *Helipad* Kapal Perang

Pendaratan PUNA



Gambar 6
Jaring Pendarat PUNA BPPT

Pesawat PUNA BPPT ini memiliki bentang sayap sepanjang 2,988 meter. Untuk mendarat, PUNA menggunakan jaring yang berukuran 8 meter x 5 meter dengan tinggi tiang 6 meter. Lebar area yang dibutuhkan untuk mendarat adalah minimal 10 meter. Oleh karena itu, jaring ini dapat dipasang di atas *helipad* kapal perang (baik melintang maupun memanjang). Gambar 6 memperlihatkan jaring pendarat yang digunakan.

Pemasangan jaring pendarat (*landing net*) dapat dilakukan dengan mengikat tali jaring pada lubang-lubang khusus di geladak kapal perang.



Gambar 7
Lubang Penambatan di Geladak Kapal Perang

Beberapa hal yang perlu diperhatikan dalam *landing* adalah sebagai berikut:

-) Arah landing dan penempatan jaring. Berbagai peralatan operasional di bagian tengah geladak kapal mempengaruhi implementasi operasi PUNA. Ketika *takeoff*, arah terbang pesawat dapat diarahkan dengan relatif mudah, namun pada saat *landing* hal ini akan menjadi lebih sulit. Dimensi pesawat yang cukup kecil menyebabkan sensitifitas reaksi terhadap kecepatan angin, sehingga pilot harus ekstra hati-hati dalam menjaga lintasan *approach* menuju titik pendaratan. Untuk meminimalkan resiko, *approach* dilakukan dari sisi kanan atau kiri kapal sehingga lintasan terbang tidak mengarah ke tengah geladak.
-) Terdapat dua kemungkinan penempatan jaring, yaitu pada sisi luar atau bagian tengah geladak belakang.

Apabila jaring ditempatkan pada bagian sisi luar, maka harus disiapkan pula jaring penadah *horizontal* di bagian bawah agar pesawat tidak jatuh ke laut. Apabila jaring ditempatkan di bagian tengah geladak belakang, perlu disiapkan alas agar badan pesawat tidak rusak ketika terpental dari jaring ke lantai geladak.



Gambar 8
Ilustrasi Pemasangan Jaring Pendarat di Kapal Perang

-) Arah dan kecepatan kapal. Agar proses pendaratan PUNA berjalan dengan lancar, sebaiknya kapal berada dalam posisi diam (turun jangkar) sehingga lintasan *approach* dapat dijaga tetap. Kemungkinan lain adalah kapal diam tanpa dijangkar, tetapi sebaiknya dilakukan simulasi terlebih dahulu agar pilot dan juru mudi dapat mensinkronkan tahapan operasional yang diperlukan.
-) Pengamanan peralatan kapal dan personil. Meskipun arah lintasan *approach* dan penempatan jaring telah ditentukan sedemikian rupa untuk menghindari bahaya terhadap peralatan operasional dan personil kapal, satu langkah tambahan perlu dilakukan. Sebuah jaring tambahan dapat dipasang diantara peralatan kapal dan area operasi PUNA. Selain itu, hanya personil yang berkaitan langsung dengan operasi PUNA yang boleh berada di area terkait, dengan memperhatikan batasan yang telah ditentukan. Semua personil lainnya harus berada di belakang garis jaring pengaman.

JANGKAUAN TERBANG PUNA BPPT

Persamaan Jangkauan Terbang Maksimum

Jangkauan Terbang (*Range*) adalah jarak yang ditempuh oleh pesawat udara dengan sejumlah bahan bakar yang dibawa dan sehimpunan parameter terbang tertentu³.

Asselin³, merumuskan persamaan Jangkauan Terbang Pesawat Udara dalam ekspresi berikut:

$$X_{BR} = X \frac{Y_p E_m}{SFC_p} \ln \frac{1}{1 Zg} \quad (1)$$

Dengan notasi:

- X_{BR} : Jangkauan Terbang
- SFC_p : Konsumsi Bahan Bakar Tiap Satuan Waktu (*Piston-Prop Engine Specific Fuel Consumption*)
- P : Faktor Efisiensi Baling-Baling
- E_m : Nilai Maksimum Efisiensi Aerodinamika (Perbandingan C_L dan C_D).
- : Nisbah Perbandingan Berat Bahan Bakar terhadap Berat Awal Pesawat (*Take Off Weight*)

Nilai-nilai dari parameter SFC_p , E_m , P , dan akan dihitung dengan pengolahan *Raw Data* dari *Mission Report* Uji Terbang PUNA dan Analisa Teknis PUNA. *Raw Data* tersebut ditabelkan sebagai berikut:

Tabel 1.
Raw Data Perhitungan Jangkauan Terbang Maksimum PUNA di Atas Kapal Perang

Parameter	Nilai	Satuan	Sumber
<i>MTOW</i>	10,5	Kg	Budiarti et al. ⁴⁾ pp.8
<i>Fuel Volume Rate</i>	1	Liter/jam	Budiarti et al. ⁵⁾ pp.12
<i>Fuel Tank Capacity</i>	1500	Cc	Budiarti et al. ⁴⁾ pp.8
<i>Propeller Diameter</i>	14	Inch	Budiarti et al. ⁴⁾ pp.8
<i>Propeller Pitch</i>	6	Inch	Budiarti et al. ⁴⁾ pp.8
<i>Fuel Density</i>	0,723	g/cm ³	Sururi & Waluyo ⁶⁾

Sedangkan perhitungan parameter-parameter, E_m , SFC_p , dan P , akan disajikan pada tahapan-tahapan berikut:

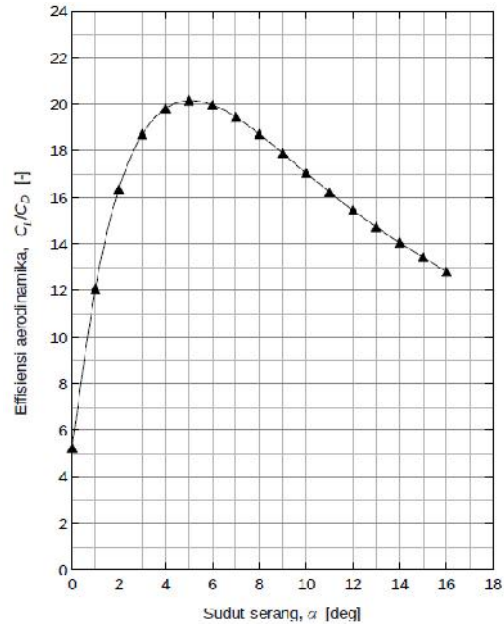
Rasio Berat Bahan Bakar (*Fuel Ratio*,)

Rasio Berat Bahan Bakar Pesawat menyatakan perbandingan antara berat bahan bakar, W_{Fuel} yang dibawa dengan berat lepas landasnya. Parameter ini dinyatakan secara matematis dalam persamaan³⁾:

$$g \times \frac{W_{Fuel}}{MTOW} \times \frac{Vol_{Fuel}}{MTOW} \dots \frac{g}{g} \quad (2)$$

Untuk maksimalisasi jangkauan terbang, maka akan digunakan berat lepas landas sebesar *Maximum Take-Off Weight*, *MTOW* dan Volume Tangki Bahan Bakar dari Budiarti

et al.⁵⁾. Untuk 1,5 liter bahan bakar, maka dengan persamaan (2) akan diperoleh nilai sebesar 0,1033.



Gambar 9

Distribusi Efisiensi Aerodinamika terhadap Sudut Serang (Sumber: Hasim & Madhapi⁷⁾)

Efisiensi Aerodinamika Maksimum (E_m), serta C_L dan C_D pada Kondisi Tersebut

Nilai Efisiensi Aerodinamika, E adalah properti aerodinamika yang menyatakan perbandingan gaya angkat PUNA terhadap gaya hambatnya (*Lift to Drag Ratio*). Secara matematis, nilai E dihitung dengan persamaan³⁾:

$$E = \frac{L}{D} \quad (3)$$

Maka parameter E , juga menghubungkan koefisien gaya angkat pesawat, C_L , dan koefisien gaya hambatnya, C_D . Definisi C_L dan C_D dinyatakan dengan hubungan berikut ini³⁾:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (4)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5)$$

Dengan:

- M : Massa Jenis Udara
- V : Kecepatan Terbang
- S : Luas Sayap

Maka, substitusi (4) dan (5) ke (3), akan menghasilkan:

$$E \times \frac{C_L}{C_D} \tag{6}$$

Hasim dan Madhapi dalam⁷⁾ menghitung nilai koefisien gaya angkat dan koefisien gaya hambat PUNA BPPT, serta Efisiensi Aerodinamika, E . Nilai Efisiensi Aerodinamika, E , disajikan dengan kurva pada Gambar 9 sebagai fungsi dari sudut serang, α .

Dari kurva Distribusi Efisiensi Aerodinamika PUNA BPPT pada Gambar 9, terlihat bahwa Efisiensi Aerodinamika mencapai nilai maksimum bila PUNA diterbangkan pada Sudut Serang, α , sebesar 5° . Nilai Efisiensi Aerodinamika maksimum, E_m , Koefisien Gaya Angkat, C_L , dan Koefisien Gaya Hambat, C_D , pada kondisi tersebut, disajikan pada Tabel 2.

Tabel 2.
Efisiensi Aerodinamika Maksimum, serta Koefisien Gaya Angkat dan Koefisien Gaya Hambatnya

Parameter	Notasi	Nilai	Sumber
Efisiensi Aerodinamika maksimum	E_m	20	Hasim & Madhapi ⁷⁾
Koefisien Gaya Angkat	C_L	0,4	Hasim & Madhapi ⁷⁾
Koefisien Gaya Hambat	C_D	0,02	Hasim & Madhapi ⁷⁾

Konsumsi Spesifik Bahan Bakar (Specific Fuel Consumption, SFC_p)

Konsumsi Spesifik Bahan Bakar, SFC_p , menyatakan massa bahan bakar yang digunakan dalam setiap satuan daya per satuan waktu. Untuk mendapatkan nilai ini maka perlu dilakukan tahapan perhitungan berikut ini:

-) Menghitung luasan referensi sayap, A_{Ref} .
-) Menghitung kecepatan jelajah (*cruise speed*), V_c .
-) Menghitung Gaya Hambat (*drag*), D .
-) Menghitung Daya Terbang yang dibutuhkan (*Power Required*), P_r .

Perhitungan luasan referensi sayap, S . Dalam pengembangannya, PUNA BPPT telah mengalami modifikasi desain. Dari data dokumentasi teknis di tahun 2012⁷⁾, tercantum luasan referensi sayap PUNA adalah $0,6 \text{ m}^2$, dengan ukuran bentang sayap sepanjang 2.358 mm. Pada pengembangan

terbaru, desain PUNA BPPT diperbesar dimensi-dimensinya hingga bentang sayapnya mencapai $2.988,81 \text{ mm}$ ⁵⁾.

Maka, dengan menggunakan kuadrat perbandingan bentang sayap sebagai faktor skala perbesaran, luas referensi sayap pada *prototipe* saat ini dihitung sebagai berikut³⁾ :

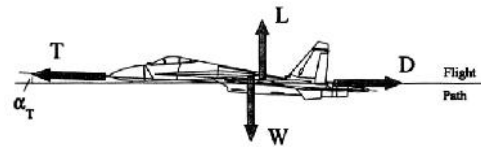
$$S \times \left(\frac{b_N}{b_{Pre}} \right)^2 A_{Pre} \tag{7}$$

Dengan variabel:

- S : Luas Referensi Sayap yang Baru (*New Wing Reference Area*)
- A_{Pre} : Luas Referensi Sayap Purwarupa sebelumnya (*Previous Wing Reference Area*), yaitu $0,6 \text{ m}^2$.
- b_N : Panjang bentang sayap pada Purwarupa yang baru (*New Span*), yaitu $2.988,81 \text{ mm}$.
- b_{Pre} : Panjang bentang sayap pada Purwarupa sebelumnya (*Previous Length of Span*), yaitu 2.358 mm .

Sehingga diperoleh nilai S seluas $0,9641 \text{ m}^2$.

Perhitungan kecepatan jelajah, V_c . Ketika Pesawat Udara terbang menjelajah (*Cruise Flight*), maka terjadi kesetimbangan gaya-gaya yang diilustrasikan pada Gambar 10.



Gambar 10
Kesetimbangan Gaya Pada Pesawat Udara
Sumber: Asselin³⁾

Dari diagram Kesetimbangan Gaya pada Pesawat Udara (diilustrasikan pada Gambar 10) ketika terbang dalam keadaan mantap (*steady state*), berlaku³⁾ :

$$T = D \tag{8}$$

$$L = W \tag{9}$$

Dengan notasi:

- T : Gaya Dorong (*Thrust*)
- D : Gaya Hambat (*Drag*)
- L : Gaya Angkat (*Lift*)
- W : Berat Pesawat (*Weight*)

Bila Persamaan (9) dimodifikasi menjadi:

$$L = W \tag{10}$$

Kemudian disubstitusikan ke persamaan (4) menjadi:

$$W \times \frac{1}{2} \dots V^2 S C_L \quad (11)$$

Maka kecepatan jelajah, V_c , dapat dihitung dari persamaan (11) yang bentuknya dimodifikasi sebagai berikut:

$$V_c \times \sqrt{\frac{MTOW \ g}{\frac{1}{2} \dots S C_L}} \quad (12)$$

Substitusi nilai-nilai berikut:

- J) $MTOW$, massa PUNA saat diluncurkan sebesar, 10,5 kg
- J) g , percepatan gravitasi sebesar 9,81 m/s².
- J) ρ , massa jenis udara di permukaan laut sebesar 1,225 kg/m³.
- J) S , luas sayap, sebesar 0,9641 m².
- J) C_L , koefisien gaya angkat pada kondisi Efisiensi Aerodinamika maksimum sebesar 0,4.

Ke persamaan (12) akan menghasilkan kecepatan jelajah, V_c , sebesar 40 knots atau 20,577 m/s.

Perhitungan gaya hambat, D , dapat dilakukan dengan persamaan (5).

$$D \times \frac{1}{2} \dots V^2 S C_D$$

Substitusi nilai-nilai berikut:

- J) g , percepatan gravitasi sebesar 9,81 m/s².
- J) ρ , massa jenis udara di permukaan laut sebesar 1,225 kg/m³.
- J) V , kecepatan terbang PUNA sama dengan V_c , sebesar, 20,577 m/s
- J) S , luas sayap, sebesar 0,9641 m².
- J) C_D , koefisien gaya hambat pada kondisi Efisiensi Aerodinamika maksimum sebesar 0,02.

Menghasilkan gaya hambat, D , sebesar 5 N.

Perhitungan kebutuhan Daya Terbang, P_r , dilakukan pada kondisi jelajah. Dengan memodifikasi persamaan (8) menjadi

$$T \times D \quad (13)$$

Maka persamaan kebutuhan daya dari semula,

$$P_r \times T \times V_c \quad (14)$$

Menjadi

$$P_r \times D \times V_c \quad (15)$$

Maka, dengan gaya hambat (D) sebesar 5 N, dan kecepatan jelajah (V_c) sebesar 20,577 m/s, diperoleh Kebutuhan Daya Terbang, P_r , sebesar 102,889 Watt.

Perhitungan konsumsi spesifik bahan bakar, SFC_p , dilakukan dengan menggunakan informasi *Fuel Volume Rate*⁵⁾, dan perhitungan kebutuhan daya terbang di atas. Dengan persamaan pembagian berikut³⁾:

$$SFC_p \times \frac{\text{Fuel Volume Rate}}{P_r} \dots \text{Fuel} \quad (16)$$

Maka diperoleh nilai SFC_p sebesar 9,759787 x 10⁻⁰⁶ kg/Watt.s.

Efisiensi Baling-Baling (*Propeller Efficiency, η_p*)

Efisiensi Baling-Baling adalah sebuah besaran yang menunjukkan perbandingan daya mesin (*power*) yang dapat diubah menjadi gaya dorong (*thrust*)⁸⁾. Nilai parameter ini tergantung dari harga frekuensi putaran baling-baling (*RPM* atau n), diameter baling-baling (d), sudut *pitch* baling-baling (ϕ), dan massa jenis udara (ρ). Tahapan untuk menghitung nilai efisiensi ini meliputi:

- J) Menghitung frekuensi putaran baling-baling ketika PUNA terbang jelajah, *RPM*.
- J) Menghitung Koefisien Gaya Dorong (*Thrust*) Tak-Berdimensi, C_T .
- J) Menghitung Koefisien Daya (*Power*) Tak-Berdimensi, C_P .
- J) Menghitung Rasio Advans (*Advance Ratio*), J .

Perhitungan frekuensi putaran baling-baling, *RPM*. G. Staples⁹⁾, mempublikasikan regresi empirik yang dilakukannya terhadap 149 data pengukuran *thrust*. Staples melakukan regresi mulai dari baling-baling 5" x 5" hingga baling-baling 17" x 8", baik pada kondisi statik dan juga kondisi dinamik. Regresi tersebut diterapkan untuk memodelkan hubungan empirik antara diameter, sudut *pitch*, *RPM* dan *thrust* yang dihasilkan baling-baling tersebut.

Dalam bentuk yang disederhanakannya, hasil regresi Staples dinyatakan dalam pemodelan berikut⁹⁾:

$$T \times 4.392399 \mid 10^{28} \text{ BRPM } B \frac{d^{3.5}}{\sqrt{\xi}}$$

$$B \times 4.23333 \mid 10^{24} \text{ BRPM } B(\xi) ZV^*$$

(17)

Dengan notasi:

- T : Thrust (Gaya Dorong) yang dihasilkan, dalam satuan Newton.
- RPM : Putaran Baling-Baling Per Menit
- d : Diameter Baling-Baling dalam satuan inci.
- ϕ : Sudut Pitch Baling-baling dalam satuan inci.
- V : Kecepatan Arah Depan ketika Baling-Baling bergerak maju dalam satuan m/s.

Substitusi nilai-nilai berikut:

-) T , sama dengan Gaya Hambat saat PUNA terbang jelajah sebesar 5 N.
-) d , diameter baling-baling sebesar 14 inci.
-) ϕ , sudut *pitch* baling-baling sebesar 6 inci.
-) V , sama dengan kecepatan jelajah, sebesar 20,577 m/s.

Ke persamaan (17) akan menghasilkan persamaan kuadrat dengan RPM sebagai variabelnya. Dari 2 solusi yang diperoleh, maka dipilih harga RPM sebesar 6442.

Perhitungan koefisien Gaya Dorong Tak Berdimensi, C_T , dilakukan sesuai definisi parameter tersebut menurut McCormick⁽¹⁰⁾, yaitu:

$$C_T \times \frac{T}{n^2 d^4}$$

(18)

Dengan notasi:

- T : Thrust (Gaya Dorong) dalam kondisi jelajah, sebesar 5 N.
- n : Putaran Baling-Baling Per Detik, maka 6.442 RPM sama dengan 108,88 putaran per detik
- d : Diameter Baling-Baling dalam meter, maka 14 inci sama dengan 0,3556 m.

Sehingga diperoleh harga Koefisien Gaya Dorong (*Thrust*) Tak-Berdimensi, C_T sebesar $2,7503 \times 10^{-03}$.

Perhitungan koefisien Daya Tak Berdimensi, C_P , dilakukan sesuai definisi parameter tersebut⁽¹¹⁾, yaitu:

$$C_P \times \frac{P_r}{n^3 d^5}$$

(19)

Dengan P_r adalah *Required Power* (Kebutuhan Daya) dalam kondisi jelajah, sebesar 102,889 Watt. Sehingga diperoleh harga Koefisien Daya (*Power*) Tak-Berdimensi, C_P sebesar $1,1618 \times 10^{-02}$.

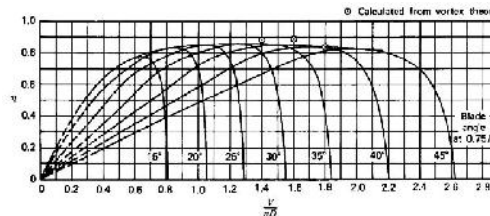
Perhitungan Rasio Advans, J , dilakukan sesuai definisi parameter tersebut⁽¹¹⁾, yaitu:

$$J \times \frac{V}{n d}$$

(20)

Dengan V , Kecepatan jelajah, sebesar 20,577 m/s. Sehingga diperoleh harga Rasio Advans, J sebesar 0,5342.

Penentuan efisiensi baling-baling, η_p , dilakukan dengan menggunakan kurva-kurva yang mengplot nilai-nilai efisiensi baling-baling, η_p , sebagai fungsi Rasio Advans, J . Grafik tersebut diperoleh dari⁽¹²⁾, sebagai berikut :



Gambar 11
Plot Efisiensi Baling-Baling terhadap Rasio Advans pada Berbagai Sudut Pitch (Sumber: Bondline⁽¹²⁾)

Untuk menggunakan plot pada Gambar 11 maka perlu dihitung sudut *pitch* baling-baling dari 6 inci menjadi besaran dalam satuan derajat. Dalam satuan inci, sudut *pitch* menyatakan pergeseran maju aliran udara pada $\frac{3}{4}$ panjang bilah dari pusat, ketika baling-baling berputar satu kali. Kondisi ini dimodelkan dengan relasi trigonometri⁽¹²⁾:

$$\tan\{ \text{(degree)} \} \times \frac{\{ \text{(inch)} \}}{\frac{3}{4} (f d)}$$

$$\times \frac{6}{\frac{3}{4} (f 14)}$$

(21)

Sehingga diperoleh konversi sudut *pitch*, ϕ , menjadi 10 derajat.

Karena sudut *pitch* 10° tidak terdapat dalam plot pada Gambar 11, maka, nilai efisiensi baling-baling η_p akan diekstrapolasi

dari kurva untuk sudut *pitch* 15° dan kurva untuk sudut *pitch* 20°. Ekstrapolasi dilaksanakan menurut hubungan berikut ini:

$$y_p(10) \times y_p(15) \left[\frac{10}{20} \left| \frac{Z_{15}}{Z_{15}} \right| \sum_p(20) \right] z_{y_p}(15) \quad (22)$$

Dengan metoda grafis, maka dari plot efisiensi baling-baling, y_p , untuk Rasio Advans, $J = 0,5$ di Gambar 11, didapatkan harga $y_p(15^\circ) = 0,74$ dan harga $y_p(20^\circ) = 0,68$. Substitusi harga-harga tersebut ke persamaan (22) akan menghasilkan nilai efisiensi baling-baling, y_p , sebesar 0,80.

Perhitungan Jangkauan Terbang Maksimum

Substitusi nilai-nilai dari parameter SFC_p , E_m , y_p , dan ke persamaan (1) menghasilkan jangkauan terbang sejauh 178,7 km atau 96,5 *nautical mile*. Jarak maksimum sebesar 178 km ini menggambarkan kemampuan PUNA untuk menjangkau suatu lokasi berjarak kira-kira 85 km atau 45 *nautical mile* dari lokasi *take-off*-nya, lalu melakukan pengambilan gambar atau misi lainnya, kemudian terbang kembali untuk mendarat.

KETAHANAN TERBANG PUNA BPPT

Persamaan Ketahanan Terbang Maksimum

Ketahanan Terbang (*Endurance*) adalah lamanya waktu penerbangan sebuah pesawat udara dengan sejumlah bahan bakar yang dibawa dalam sehubungan kondisi terbang tertentu menurut Asselin³⁾.

Asselin, merumuskan persamaan Ketahanan Terbang Pesawat Udara dalam ekspresi berikut³⁾:

$$t_{Max} \times \frac{y_p E_{MP}}{SFC_p V_{MP}} \ln \frac{1}{1 - Zg} \quad (23)$$

Dengan notasi:

- t_{Max} : Ketahanan Terbang Maksimum
- E_{MP} : Rasio perbandingan C_L dan C_D ketika C_L^3/C_D^2 mencapai nilai maksimum.

Aproksimasi Praktis Perhitungan Ketahanan Terbang Maksimum

Untuk memanfaatkan Perhitungan Jangkauan Maksimum (*Range*), maka

Asselin melakukan aproksimasi sebagai berikut³⁾:

$$\frac{t_{max}}{t_{XBR}} \times \frac{E_{MP}}{E_{BR}} \times \frac{1}{\sqrt{\frac{3}{4}}} \approx 1.155 \quad (24)$$

Dengan notasi:

- t_{XBR} : Lama Terbang untuk kondisi Jangkauan Terbang Maksimum
- E_{BR} : sama dengan E_M , nilai maksimum perbandingan C_L dan C_D .

Maka ketahanan terbang diaproksimasi dengan hubungan³⁾:

$$t_{max} \approx 1.155 t_{XBR} \quad (25)$$

Sehingga dapat dijabarkan menjadi³⁾:

$$t_{max} \approx 1.155 \left| \frac{y_p E_{BR}}{SFC_p V_{BR}} \right| \ln \frac{1}{1 - Zg} \quad (26)$$

Dengan notasi:

- V_{BR} : sama dengan V_C , kecepatan jelajah PUNA BPPT untuk mencapai *maximum range*.

Substitusi nilai-nilai berikut:

-) y_p , Koefisien efisiensi baling-baling sebesar, 0,8.
-) E_{BR} , sama dengan E_M , sebesar 20.
-) SFC_p , Konsumsi Bahan Bakar Tiap Satuan Waktu sebesar $9,759787 \times 10^{-06}$ kg/Watt.s.
-) V_{BR} , sama dengan V_C , sebesar 20,577 m/s.
-) Zg , Rasio berat bahan bakar sebesar 0,1033.

Ke persamaan (26) akan menghasilkan ketahanan terbang maksimum PUNA selama 2 jam 45 menit atau 2,75 jam.

KETINGGIAN TERBANG PUNA BPPT

Ketinggian Terbang Maksimum

Untuk memberi gambaran tentang ketinggian terbang maksimum PUNA BPPT, maka akan dihitung parameter *service ceiling*. *Service ceiling* adalah sebuah ukuran praktikal tentang batas atas ketinggian terbang yang menggambarkan kemampuan menanjak PUNA BPPT. *Service ceiling* didefinisikan sebagai ketinggian terbang ketika nilai *Rate of Climb* (Laju Pendakian

Terbang) berkurang menjadi 0,5 m/s atau 100 feet/minute¹¹⁾.

Harga *service ceiling* PUNA diperoleh dengan plot *Rate of Climb* pada beberapa ketinggian terbang, kemudian dilakukan ekstrapolasi untuk mendapatkan ketinggian terbang pada kondisi *Rate of Climb* bernilai 100 feet/minute¹¹⁾. Dengan demikian perlu dilakukan beberapa perhitungan berikut ini terlebih dahulu:

-) Menghitung *Rate of Climb* (*RC*) pada ketinggian terbang (*Altitude*) 0 ft, 1.000 ft dan 2.000 ft dari permukaan laut.
-) Melakukan regresi linear pada plot *RC* vs *Altitude*.
-) Menghitung ketinggian terbang ketika *Rate of Climb* bernilai 100 feet/minute.

Perhitungan Maximum Rate of Climb

Ruijgrok¹¹⁾ menghitung *Rate of Climb* dari *excess power* (kelebihan daya) yang dialami Pesawat Udara :

$$RC \times \frac{P_a - Z P_r}{W} \tag{27}$$

Dengan notasi:

- RC* : Laju Pendakian Terbang (*Rate of Climb*).
- P_a* : Daya Mesin Tersedia (*Available Power*).

Sehingga persamaan *Maximum Rate of Climb* menjadi:

$$RC_{Max} \times \frac{P_{aAlt}}{W} \times Z \sqrt{\frac{W}{S} \times \frac{2}{\rho_{Alt}} \times \frac{1}{\frac{C_L^3}{C_D^2}_{Max}}} \tag{28}$$

Dengan notasi:

- RC_{Max}* : *Maximum Rate of Climb*).
- P_{aAlt}* : Daya Mesin Tersedia (*Available Power*) pada ketinggian lokal.
- ρ_{Alt}* : Massa jenis udara lokal di ketinggian yang dihitung.

Seiring dengan bertambahnya ketinggian terbang maka daya mesin lokal, *P_{aAlt}*, dan masa jenis udara lokal, *ρ_{Alt}*, akan mengalami penurunan sehingga nilai *Maximum Rate of Climb* akan ikut menurun. Maka, dalam langkah-langkah berikut akan disajikan perhitungan daya mesin lokal, *P_{aAlt}*, masa jenis udara lokal, *ρ_{Alt}*, serta nilai maksimum

besaran tak berdimensi $\frac{C_L^3}{C_D^2}$.

Perhitungan daya mesin terhadap perubahan ketinggian, *P_a*. Rogers¹³⁾, mengaproksimasi pengaruh perubahan ketinggian terhadap daya mesin tersedia (*Power Available*) dengan asumsi hubungan linear sebagai berikut:

$$P_{aAlt} \times U \times P_{aSL} \tag{29}$$

Dengan notasi:

- : Perbandingan tekanan udara di ketinggian lokal dengan tekanan udara di permukaan laut.
- P_{aSL}* : Daya Mesin Tersedia (*Available Power*) terukur di ketinggian permukaan laut.

Nilai dapat diperoleh dari Tabel International Standard Atmosphere (ISA) dari Cavcar¹⁴⁾. Sedangkan *P_{aSL}* disamakan dengan Daya Maksimum Mesin di permukaan laut sebesar 1.250 Watt.

Perhitungan massa jenis udara lokal terhadap perubahan ketinggian, *ρ_{Alt}*. Massa jenis udara dapat diukur dari persamaan gas ideal:

$$\rho_{Alt} \times \frac{P_{Alt}}{T_{Alt}} \tag{30}$$

Dengan notasi:

- p_{Alt}* : Tekanan udara lokal.
- : Konstanta gas.
- T_{Alt}* : Temperatur Absolut Lokal.

Untuk aplikasi praktis, massa jenis udara lokal dapat dihitung dari *density ratio*:

$$\rho_{Alt} \times \rho \tag{31}$$

Dengan notasi *density ratio*, ρ_{Alt} / ρ , menyatakan perbandingan massa jenis udara di ketinggian lokal terhadap massa jenis udara di permukaan laut. Nilai *density ratio*, ρ_{Alt} / ρ , dapat diperoleh dari Ruijgrok¹¹⁾.

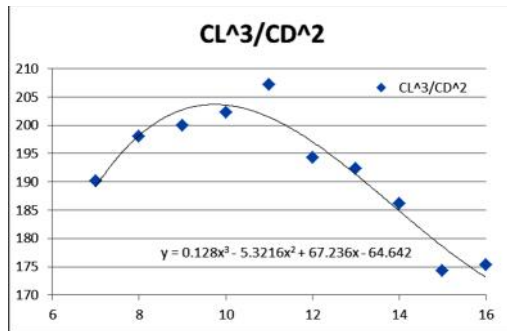
Perhitungan nilai maksimum besaran tak

berdimensi, $\frac{C_L^3}{C_D^2}$. Dari persamaan (28) terlihat bahwa upaya memaksimumkan nilai *RC_{Max}* dilakukan dengan meminimumkan suku di dalam tanda akar pada ruas kanan. Minimalisasi suku tersebut terwujud bila

besaran $\frac{C_L^3}{C_D^2}$ yang menjadi penyebut pecahan, dibuat menjadi maksimal.

Dari kurva koefisien gaya angkat PUNA BPPT, *C_L*, dan koefisien gaya hambatnya, *C_D*,

(Hasim & Madhapi⁷⁾) dapat dihitung $\frac{C_L^3}{C_D^2}$ yang ditampilkan pada grafik di Gambar 12:



Gambar 12
Kurva CL^3/CD^2 PUNA BPPT

Sehingga nilai maksimal $\frac{C_L^3}{C_D^2}$ dapat diperoleh dari regresi pada scatter di Gambar 12 yaitu sebesar 202.

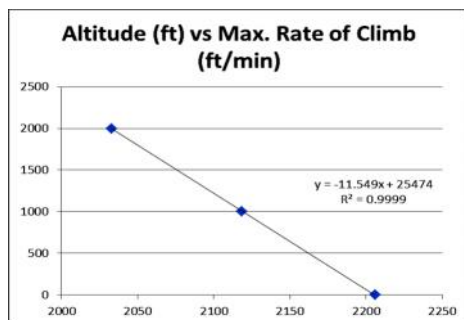
Harga Service Ceiling

Nilai *Service Ceiling* akan ditentukan dengan terlebih dahulu menghitung *Maximum Rate of Climb* pada beberapa titik. Setelah diperoleh plot titik-titik tersebut, lalu dilakukan regresi untuk menentukan ketinggian dengan *Rate of Climb* maksimum sebesar 100 ft/min.

Tabel 3.
Input Perhitungan *Maximum Rate of Climb*

Altitude	PaAlt	Alt
Sea Level	1	1.225
1000 ft	0.9644	1.189
2000 ft	0.9298	1.154

Untuk mendapatkan *Maximum Rate of Climb* pada *Sea Level*, ketinggian 1000 ft dan 2000 ft, maka besaran pada Tabel 3 disubstitusikan ke persamaan (28). Hasil-hasil *Maximum Rate of Climb* tersebut ditampilkan dalam scatter pada Gambar 13.



Gambar 13
Grafik *Maximum Rate of Climb* PUNA BPPT

Selanjutnya, scatter pada Gambar 13 diregresi sehingga diperoleh persamaan yang

menghubungkan ketinggian dengan *Maximum Rate of Climb* sebagai berikut:

$$h = XZ11.549 RC_{Max} \Gamma 25474 \quad (32)$$

Dengan notasi h , menyatakan ketinggian terbang PUNA dari permukaan laut. Maka, substitusi RC_{Max} sebesar 100 ft/min menghasilkan ketinggian terbang sebesar 24.319 ft. Oleh karena itu diperoleh kesimpulan sementara bahwa ketinggian *Service Ceiling* PUNA BPPT adalah 24.000 ft. Dengan kata lain, PUNA BPPT mampu terbang hingga ketinggian 24.000 ft akibat daya maksimum mesinnya.

Tabel 4.
Waktu Mendaki dengan *Maximum Rate of Climb*

Ketinggian terbang	RoC Max (m/s)	Jam	Menit	Detik
5.000 ft	9.09	0	7	36
9.000 ft	7.60	0	25	39
10.000 ft	7.26	0	32	19
15.000 ft	5.67	1	22	53
19.000 ft	4.56	2	31	08
20.000 ft	4.30	2	53	24
24.000 ft	3.33	4	50	37

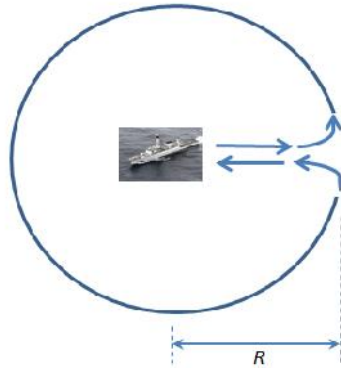
Walaupun performa pendakian PUNA BPPT mencapai ketinggian terbang hingga 24.000 ft, namun dari hasil perhitungan pada Tabel 4, ketinggian ini mampu dicapai dalam 4 jam 50 menit. Sedangkan hasil perhitungan ketahanan terbang PUNA di persamaan (26) menunjukkan ketahanan terbang maksimum PUNA adalah 2 jam 45 menit atau 2,75 jam. Dengan demikian, sekalipun PUNA BPPT diterbangkan mendaki selama 2 jam 45 menit tersebut, maka ketinggian terbang yang dapat dicapai hanyalah sebatas 19.000 ft.

Dengan batasan ketahanan terbang selama 2 jam 45 menit, dan lamanya misi setidaknya 30 menit, dan 30 menit tambahan adalah waktu jelajah PUNA dari kapal menuju lokasi misinya, maka sangat logis untuk menganggap bahwa waktu menanjak yang paling mungkin adalah separuh dari 1 jam, yaitu selama 30 menit. Dari Tabel 4, PUNA BPPT mencapai ketinggian terbang 9.000 ft dalam 25 menit, dan ketinggian 10.000 ft dicapai dalam 32 menit. Dengan demikian, diasumsikan ketinggian terbang maksimum PUNA BPPT akan dibatasi oleh bahan bakar yang dibawanya, yaitu setinggi 10.000 ft.

DISKUSI

Keunggulan penggunaan PUNA dalam misi patroli perbatasan, adalah kemampuan operasionalnya dalam misi-misi 3D yaitu *dull*,

dirty, dan *dangerous* menurut Stenger et al¹⁵⁾. *Dull* adalah sifat misi yang berlangsung lama dan juga terus-menerus, contohnya misi pengawasan. *Dirty* adalah sifat misi yang berlangsung pada daerah yang tercemar, seperti misalnya pada daerah paparan radiasi akibat penggunaan senjata nuklir atau kimia. *Dangerous* adalah sifat misi yang berlangsung pada daerah yang berbahaya bagi keselamatan awak, seperti pengintaian di garis depan peperangan.



Gambar 14

Sketsa Lintasan PUNA BPPT dalam Monitoring Sekeliling Kapal Perang

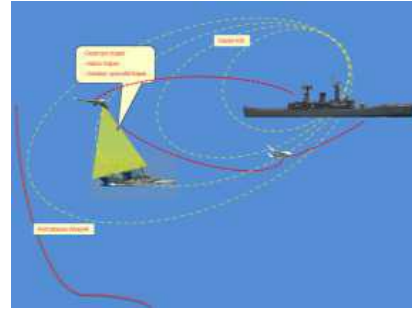
Operasi PUNA di atas kapal perang dapat mendukung pelaksanaan misi rutin dan misi khusus kapal perang tersebut. Misi rutin di sini adalah berupa patroli perbatasan dan patroli garis pantai di samping berbagai misi strategis PUNA seperti yang diuraikan oleh Austin¹⁸⁾. Untuk memberi gambaran kemampuan PUNA dalam mendukung misi kapal perang, maka diilustrasikan sebuah misi *monitoring* di sekeliling kapal seperti pada Gambar 14. Dalam misi *monitoring* ini, PUNA terbang sejauh Radius area *monitoring*, R , untuk kemudian memutar area tersebut, lalu kembali ke titik asalnya. Maka jarak yang ditempuh, X , adalah:

$$X = 2\pi R \quad (33)$$

Dengan nilai X sebesar Jarak Jangkauan Maksimum 178 km, maka diperoleh *monitoring area radius*, R , sejauh 21 km atau 11 *nautical mile*.

Oleh karena itu, PUNA BPPT dapat melakukan terbang jelajah hingga ketinggian 10.000 ft untuk mengawasi daerah di dalam radius 21 km dari titik peluncuran. Pengawasan dilakukan dengan *payload* yang dipasang pada PUNA BPPT, antara lain dapat berupa kamera beresolusi tinggi, ataupun *night vision camera*. Hasil penginderaan ini dikirimkan ke *Ground Control Station* (GCS) untuk ditampilkan dan

ditafsirkan. Setelah melakukan tugasnya, PUNA BPPT terbang kembali ke kapal, kemudian mendarat pada jaring pendarat yang telah disiapkan.



Gambar 15

Ilustrasi Operasi Rutin PUNA BPPT

Untuk misi khusus, PUNA dapat melakukan pengintaian, pengumpulan informasi baru, dan juga dilibatkan dalam operasi gabungan. Dalam melakukan misi pengintaian, PUNA diterbangkan ke arah kapal musuh atau pulau yang akan diintai. Sebagai contoh, bila terjadi perompakan dan penyanderaan, maka *payload* PUNA akan mengirimkan informasi grafis dari obyek yang diintainya. Kemudian di GCS, citra grafis ini akan ditafsirkan untuk menentukan jumlah penyandera, persenjataannya dan keadaan sandera. Sehingga hasil penafsiran ini akan menjadi informasi yang mendukung operasi pembebasan.

Pelaksanaan misi khusus semacam ini membutuhkan PUNA yang mampu terbang dalam durasi terbang yang cukup lama untuk melakukan pengumpulan informasi. Dari kemampuan PUNA BPPT untuk terbang selama 2,75 jam, sudah memadai dalam misi *reconnaissance*.



Gambar 16

Ilustrasi Operasi Khusus PUNA

Dalam melakukan misi pengumpulan informasi baru PUNA dioperasikan sebagai "mata" bagi kapal perang. Dengan *payload* berupa kamera, maka PUNA diterbangkan

hingga melewati horison. Dari informasi grafis yang dikirimkan, maka kapal perang dapat mengetahui kondisi kapal yang berada di dekatnya dengan lebih akurat.

Bila PUNA diterbangkan ke suatu titik yang telah ditetapkan, lalu kembali pulang, maka titik terjauh yang dapat dijangkau adalah 89km dari posisi awal, atau 48 *nautical mile*. Sehingga PUNA dapat diterapkan untuk mendukung operasi gabungan, terutama dalam melakukan verifikasi dari obyek yang diindera oleh radar.

SIMPULAN

Pesawat PUNA BPPT dapat dengan mudah dioperasikan dari atas kapal perang RI khususnya kapal perang berkelas fregat karena PUNA BPPT mempunyai kemampuan dapat melakukan *monitoring mission* hingga radius 21 km dari kapal perang, PUNA BPPT juga dapat menjangkau titik terjauh hingga jarak 89 km dari kapal perang tempat ia diluncurkan, PUNA BPPT mampu terbang hingga ketinggian maksimum operasional setinggi 10.000 ft.

Maka pesawat PUNA BPPT dapat digunakan untuk membantu misi rutin dan misi khusus kapal perang TNI AL, termasuk mengawasi pulau-pulau terluar Indonesia. Hal ini akan memupuk kepedulian seluruh komponen bangsa terhadap pulau-pulau kecil yang menjadi batas terluar wilayah NKRI²⁰.

SARAN

Penelitian ini dapat diteruskan dengan menambahkan pengaruh cuaca dalam simulasi pengoperasian PUNA BPPT. Dengan bervariasinya kecepatan angin, serta arahnya, dan juga gelombang, maka faktor cuaca perlu diperhitungkan dalam analisa lanjutan.

UCAPAN TERIMA KASIH

Ucapan terima kasih disampaikan kepada Dislitbang TNI-AL atas dukungannya dalam penulisan makalah ini.

DAFTAR PUSTAKA

1. Pregiwati, L. A., *Potensi Sektor Kelautan Indonesia Menjanjikan*, Siaran Pers KKP, <http://kkp.go.id/index.php/pers/potensi-sektor-kelautanindonesia-menjanjikan/>, Jakarta, 2015

2. Kementerian Pertahanan Republik Indonesia, *Buku Putih Pertahanan Indonesia 2015*, Kementerian Pertahanan Republik Indonesia, Jakarta, <https://www.kemhan.go.id/wp-content/uploads/2016/04/BPPI-INDO-2015.pdf>, 2015
3. Asselin, M., *An Introduction to Aircraft Performance*, AIAA Education Series, AIAA Inc., Vancouver USA, 1997.
4. Budiarti, D.H., Djatmiko dan Dahsyat, M., *Technical Report No. 012/FT/6.1/PUNA/XI/2013, Laporan Pengujian PUNA BPPT-04C Sriti Eksperimental Flight No. 02 Test Subject: "Parameter Identification"*, Tertanggal 01 November, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2013.
5. Budiarti, D.H., Djatmiko dan Dahsyat, M., *Technical Report No. 001/FT/6.1/PUNA/IV/2013, Laporan Pengujian PUNA BPPT-04C Sriti Eksperimental Flight No. 04-05 Test Subject: "New Engine Assessment"*, Tertanggal 25-26 April, Dok. Intern. PTIPK-BPPT, Jakarta, 2013.
6. 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.
7. Hasim, F., dan Madhapi, *Program Document No. 021.2.F1.133, Laporan Akhir Kegiatan Program Riset Insentif PKPP .Pengembangan Konfigurasi Aerodinamika Pesawat udara Nir-Awak (PUNA-BPPT) Prototipe Sriti untuk Peningkatan Jarak Jelajah dan Daya Tahan Terbang*, Dok. Intern. LAGG-BPPT, Banten, 2012.
8. http://www.epi-eng.com/propeller_technology/selecting_a_propeller.htm, *Propeller Performance Factors: Basic Information to Help Selecting the Correct Propeller*, diakses Agustus 2015.
9. Staples, G., *Propeller Static & Dynamic Thrust Calculation*, <http://electricaircraftguy.blogspot.com/2013/09/propeller-static-dynamic-thrust-equation.html>, diakses Agustus 2015.
10. McCormick, B. W., *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*, John-Wiley and Sons, New York, 1979.

11. Ruijgrok, G. J. J., *Elements of Airplane Performance*, Delft University Press, Delft, The Netherlands, 1994.
12. http://bondline.org/wiki/Basic_Engine_and_Propeller_Performance, 2008, diakses Agustus 2015.
13. Rogers, D. F., *Altitude Effects (Part 1)*, http://www.nar-associates.com/technical-flying/altitude/part1/altitude_part1_wide_screen.pdf, diakses Agustus 2015.
14. Cavcar, M., *The International Standard Atmosphere (ISA)*, <http://home.anadolu.edu.tr/~mcavcar/ISAweb.pdf>, diakses Agustus 2015.
15. Stenger, A., Fernando, B., & Heni, M., 2012, *Autonomous Mission Planning for UAVs: A Cognitive Approach*, SILVER ATENA Electronic Systems Engineering GmbH, Munich, Germany.
16. US National Research Council, *Autonomous Vehcles in Support of Naval Operations*, US National Academy of Sciences, 2005. Washington D.C., USA.
17. Jane, F. T. & Sharpe, Capt. R. OBE RN (editor). 1997. *Jane's Fighting Ships 1997-98*, 100th ed., Thomson Publishing.
18. Austin, R. *Unmanned Aircraft Systems: UAVs Design, Development and Deployment*, John Wiley & Sons, London, UK, 2010
19. [http://id.wikipedia.org/wiki/KRI_Ahmad_Yani_\(351\)](http://id.wikipedia.org/wiki/KRI_Ahmad_Yani_(351)), diakses Oktober 2017
20. Sondakh, B.K., Peran TNI AL dalam Pengamanan dan Pemberdayaan Pulau Terluar RI, *Jurnal Hukum dan Pembangunan*, Vol.33, No.1, 2003.
21. Franklin, J. A., *Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft*, AIAA Inc., Reston Virginia, USA, 2002.
22. DSF World Bank. *Rencana Strategis Pulau Sulawesi: Pembangunan Kapasitas untuk Perumusan Kebijakan Pembangunan Daerah (Tahap II)*, Decentralization Support Facility, Jakarta, Indonesia, 2011.