

# ANALISA SISTEM PENDORONGAN/THRUST PADA PERANCANGAN HOVERCRAFT KELAS LCAC UNTUK Mendukung Operasi AMFIBI TNI-AL

Sutrisno<sup>1</sup>, Muhendi<sup>2</sup>, Agoes Santoso<sup>3</sup>

<sup>1,2</sup> Sekolah Tinggi Teknologi Angkatan Laut (STTAL), Surabaya Indonesia.

<sup>3</sup> Jurusan Teknik Metalurgi Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)  
Surabaya

## Abstrak

Hovercraft merupakan salah satu alat transportasi yang dapat digunakan pada media air maupun media darat, sehingga hovercraft sangat cocok digunakan untuk kepentingan dan tugas-tugas militer. Didalam jajaran TNI-AL Hovercraft sudah mulai digunakan sebagai salah satu Alat Utama Sistem Senjata untuk mendukung tugas dan misi yang dibebankan kepada TNI-AL. Dalam Tugas Akhir ini akan dilakukan analisa kebutuhan daya hovercraft kelas LCAC dengan kecepatan 40 knot, dan menentukan system thrust yang akan digunakan. Desain hovercraft ini dirancang untuk pendaratan amfibi dan mampu untuk mengangkut kendaraan tank amfibi dengan ukuran panjang keseluruhan 18,7 meter, lebar 9,2 meter dan tinggi 3,8 meter. Hull terbuat dari Aluminium dan memiliki berat total 65000 kg. Dengan ukuran utama hovercraft tersebut maka kebutuhan daya untuk thrust menggunakan engine yang memiliki daya sebesar 1600 Hp. Dengan perencanaan tersebut diharapkan hovercraft mampu memiliki kecepatan sampai dengan 40 knot.

**Kata kunci:** *Hovercraft, Engine, Air propeller, Matching, Thrust.*

## 1. PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Keamanan perairan dan darat wilayah Indonesia dapat tercapai dengan dukungan kendaraan militer multifungsi yang dapat digunakan di perairan dan di darat (amfibi) sehingga melihat kondisi Indonesia yang terdiri dari ribuan pulau dan tidak semua pulau memiliki fasilitas pelabuhan yang memadai maka Military Hovercraft sangat cocok untuk dioperasikan dalam berbagai operasi militer sebagai kapal pendarat pasukan maupun tank dari laut atau dari danau ke daratan selain itu kendaraan ini dapat melakukan pendaratan pada pantai berlumpur dengan ground pressure yang rendah, kendaraan ini dapat berjalan dengan aman melintasi pantai yang telah ditanami ranjau tanpa mengaktifkan ranjau tersebut. Pendaratan dapat dilakukan sejauh mungkin masuk ke daratan pada daerah

yang datar seperti padang pasir atau padang rumput. Melihat keunikannya maka kendaraan ini juga memungkinkan untuk dipakai sebagai kapal penyapu ranjau.

Berdasarkan ilmu yang kami terima selama di STTAL, Kami mencoba menulis tentang studi analisa perancangan sistem pendorongan *hovercraft* class LCAC guna mendukung operasi amfibi yang kami kerjakan secara paralel bersama rekan kami yang lain. Yang dibagi menjadi tiga bagian yaitu tentang perancangan konstruksi, perancangan sistem lifting blower dan sistem pendorongan. *Hovercraft class LCAC* adalah suatu kendaraan angkut dengan bantalan udara yang digunakan untuk mengangkut tank, kendaraan, pasukan dll.

Dengan melakukan analisa perancangan ini diharapkan dapat memberikan

informasi tentang *hovercraft class LCAC* yang berguna dalam pelaksanaan operasi amfibi sekaligus mempersiapkan TNI-AL dalam menghadapi kemajuan teknologi berkaitan dengan peperangan masa depan yang sarat dengan peralatan tempur yang modern.

## 1.2. PERUMUSAN MASALAH

Hovercraft sebagai suatu sarana transportasi dapat juga digunakan sebagai kendaraan peralatan tempur yang dapat difungsikan untuk fungsi-fungsi khusus seperti untuk patroli, untuk pengejaran musuh, penyusupan maupun untuk menyalurkan bantuan ke daerah atau tempat-tempat yang sulit dijangkau (operasi amfibi TNI – AL), dengan perancangan hovercraft kelas LCAC akan memerlukan perancangan yang tidak sederhana pada sistem penggerakannya.

## 1.3 Tujuan Penelitian

Penulisan Tugas Akhir ini memiliki tujuan – tujuan sebagai berikut :

- a. Mengetahui besar gaya hambat (drag) *hovercraft class LCAC*.
- b. Mengetahui besarnya daya yang diperlukan untuk gaya dorong *hovercraft class LCAC* sesuai dengan kecepatan operasinal yang telah direncanakan.
- c. Menentukan jenis main engine yang cocok dan propeller yang akan digunakan

## 1.4 Manfaat Penelitian.

Harapan yang diinginkan dari hasil penyelesaian penulisan tugas Akhir ini adalah :

- a. Untuk menambah literatur alternatif tentang perencanaan hovercraft sebagai alat untuk mendukung operasi amfibi TNI-AL alternatif yang handal.
- b. Untuk menambah wawasan dalam khasanah ilmu pengetahuan dan teknologi.
- c. Hasil analisa ini diharapkan nantinya dapat menjadi masukan/pertimbangan di dalam proses perancangan hovercraft di masa mendatang.

## 1.5 Batasan Masalah

Untuk mencegah melebarnya permasalahan dalam proposal ini, maka perlu adanya batasan – batasan dalam pembahasannya, batasan tersebut adalah sebagai berikut :

- a. Pembahasan hanya terbatas pada analisa kebutuhan daya untuk menggerakkan hovercraft class LCAC sesuai dengan kecepatan operasinal yang telah direncanakan.

- b. Kegiatan dilakukan paralel dengan 2 mahasiswa lainnya sehingga tidak membahas desain dan bow thuster.

## 2. TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 Hovercraft Dan Perkembangannya

Menurut catatan sejarah yang ada rancangan peralatan yang di terminologikan sebagai Air Cushion Vehicle (ACV) atau yang biasa kita sebut dengan Hovercraft tercatat sudah ada sejak tahun 1716 oleh Emanuel swedenborg, seorang perancang swedia filosofher dan seorang ahli teologi wahana dengan tenaga manusia berupa platform yang dilengkapi bantalan udara dan masih dikendalikan manual dengan sebuah cockpit ditengah – tengah wahana.

Pada pertengahan 1879, insiyur inggris Sir John Isaac Thornycroft membuat sejumlah model mesin uji ground effect berdasarkan idenya yang menggunakan ruang udara diantara hull Hovercraft dengan permukaan air untuk mengurangi effect gesekan yang ditimbulkan antara hull dengan air. Setahun kemudian banyak yang mengembangkan metode lain untuk mengurangi besarnya gesekan antara hull dengan air dengan menggunakan bantalan udara.

### 2.2 Hovercraft Class Lcac (Landing Craft Air Cushion).

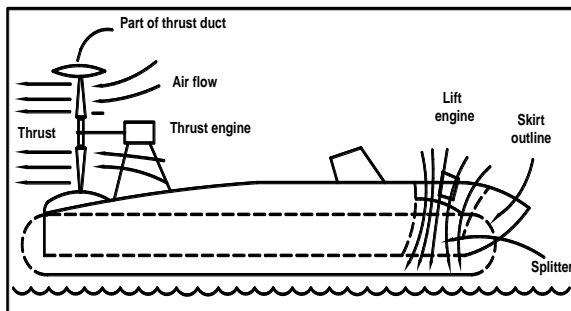
*Hovercraft class LCAC* fungsi utamanya untuk mengangkut pembekalan TNI. Tapi Hovercraft ini juga bisa dimanfaatkan untuk misi kemanusiaan, misalnya menyalurkan bantuan ke daerah-daerah yang sulit dijangkau. Hovercraft ini juga telah digunakan dalam berbagai operasi militer sebagai kapal pendarat pasukan maupun tank dari laut atau dari danau ke daratan. Tidak ada kendaraan permukaan lain yang dapat melakukan pendaratan pada pantai berlumpur.

Dengan ground pressure yang rendah, kendaraan ini dapat berjalan dengan aman melintasi pantai yang telah ditanami ranjau tanpa mengaktifkan ranjau tersebut. Pendaratan dapat dilakukan sejauh mungkin masuk ke daratan pada daerah yang datar seperti padang pasir atau padang rumput. Sebagai contoh pendaratan tank dan pasukan pada

perang Teluk di Kuwait menggunakan *hovercraft* dan pendaratannya dilakukan pada pantai yang beranjau serta masuk ke daratan sampai sejauh 10 mil. Melihat keunggulannya maka kendaraan ini juga memungkinkan untuk dipakai sebagai kapal penyapu ranjau.

### 2.3 Prinsip Kerja *Hovercraft*

*Hovercraft* adalah suatu kendaraan yang berjalan di atas bantalan udara (*air cushion*). Bantalan udara tersebut ditimbulkan dengan cara meniupkan udara ke ruang bawah *hovercraft* (*plenum chamber*) melalui *skirt* (*sekat yang lentur*) sehingga tekanan udara di dalam *plenum chamber* lebih tinggi daripada tekanan udara luar sehingga timbul gaya angkat. Untuk menggerakkan *hovercraft*, digunakan gaya dorong yang diperoleh dari *propeller* seperti pada pesawat udara. Gaya angkat *hovercraft* bekerja pada penampang yang luas, sehingga tekanan terhadap tanah atau air (*ground pressure*) yang ditimbulkan tidak besar. Dengan demikian kendaraan ini dapat berjalan di atas lumpur, air maupun daratan dengan membawa beban yang cukup berat. Karena tidak adanya kontak langsung antara *hovercraft* dan daratan (*air*), maka hambatan.



Gambar 1. Prinsip Kerja *hovercraft*

(James Perozzo, 1995)

### 2.4 Komponen Pembentuk *Hovercraft*

Komponen utama *hovercraft* terdiri dari 3 bagian, [Perozzo, 1995] yaitu :

a. **Hull** adalah badan *hovercraft* yang dapat dibuat dari marine aluminium, fiber glass, dsb. serta dibuat kedap air. Rongga di dalam *hull* diisi dengan polyurethane foam yang membuat *hovercraft* tetap mengapung jika terjadi kebocoran pada *hull*.

b. **Skirt** adalah bagian *hovercraft* yang berfungsi untuk menahan udara dibawah *hovercraft* agar tidak mudah keluar. *Skirt*

terbuat dari tekstil yang dilapisi karet untuk menjaga agar udara tetap berada di dalam ruang dibawah *hull*.

### 2.5 Sistem Penggerak (Propulsion System)

Gerakan maju dari *hovercraft* berasal dari gaya dorong yang ditimbulkan oleh kipas pendorong (*thrust fan*) sebagai propeller dan juga unit propulsor. Gaya dorong tersebut sebenarnya bekerja pada daun kipas yang berbentuk aerofoil, tapi karena daun kipas (*propeller*) terpasang mati pada boss maka gaya tersebut diteruskan ke poros transmisi dan mesin penggerak yang akhirnya mendorong *hovercraft* secara keseluruhan. Dari prinsip pendorong *hovercraft* tersebut maka perancangan daun propeller menjadi faktor yang paling mendominasi terhadap keseluruhan perancangan sistem pendorong pada *hovercraft*.

### 2.5 Hambatan yang bekerja pada *Hovercraft*

Karakteristik hambatan dari sebagian besar wahana laut umumnya diperiksa dalam kaitannya dengan angka Froude ( $F_N$ ), sebuah parameter non-dimensi yang mengendalikan tingkat hambatan induksi gelombang yang dihasilkan. Dalam pengertian ini maka  $V$  adalah kecepatan maju kapal (m/detik),  $g$  adalah percepatan gravitasi (m/detik<sup>2</sup>) dan  $L$  adalah panjang garis air kapal (m). Bentuk yang lebih sederhana dari angka Froude dan lebih sering digunakan dikenal sebagai hasil bagi Taylor ( $T_q$ ) dan dituliskan sebagai  $V/L$  dimana  $V$  adalah kecepatan dalam knots dan  $L$  dalam feet.

Dengan menggunakan Taylor quotient, Saunders (1950) memperlihatkan bahwa rasio hambatan terhadap berat ( $D/W$ ) dari berbagai macam kapal adalah membentuk kurva tunggal ketika diplot terhadap  $V/L$ . Jika *hovercraft* ditempatkan pada gambar kurva ini maka terjadi situasi yang sepenuhnya baru. Peningkatan nilai  $V/L$  yang begitu cepat praktis terjadi, bersama-sama dengan perubahan  $D/W$  yang sedang. Gambar 2.2 memperlihatkan plot asli dari Saunders (1955) pada sisi kiri, bersama dengan pengeplotan kembali kurva dengan skala natural dan posisi dari berbagai macam *hovercraft* ditandai. Gambar ini hanya memperlihatkan karakteristik hambatan relatif sehingga untuk kasus *hovercraft* tidak sepenuhnya menggambarkan kebutuhan total tenaga penggerak kapal.

a. Aerodynamic Profile Drag atau Tahanan Udara ( $R_a$ )

$$R_a = C_a \frac{\rho_a}{2} S_a v^2$$

Dimana :  
 $\rho_a$  = massa jenis udara (1,2257 kg / m<sup>3</sup>)  
 $v$  = kecepatan hovercraft (m / s)  
 $S_a$  = luas permukaan hovercraft diatas air (m<sup>2</sup>)  
 $C_a$  = koefisien aerodynamic profil drag untuk hovercraft (0,3 – 0,75)  
 $R_a$  = Newton

b. Air Cushion Wave-making Drag (  $R_w$  )

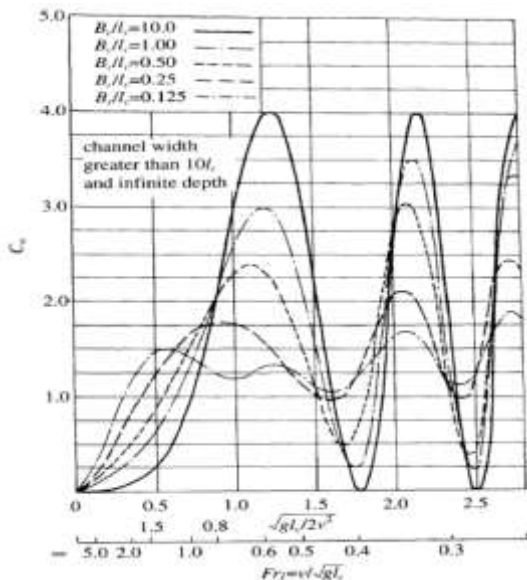
$$R_w = C_w \left[ \frac{p_c^2 B_c}{\rho_w g} \right]$$

Dimana :

$P_c$  = cushion pressure (Pa)  
 $B_c$  = cushion beam ( m )  
 $P_w$  = 1025 kg / m<sup>3</sup>  
 $g$  = 9,8066 m / s<sup>2</sup>  
 $C_w$  = koefisien wave-making Dag

Untuk menentukan (  $C_w$  ) maka dilakukan pembacaan grafik dengan terlebih dahululah menghitung Froude number (  $Fr$  ) dengan rumus sebagai berikut :

$$Fr_1 = \frac{v}{\sqrt{g \times l_c}}$$



**Gambar 2.** Diagram koefisien  $C_w$

c. Differential Air Momentum Drag krom Leakage Under Bow/Stern seal atau Tahanan Trim (  $R_{\alpha}$  )

$$R_{\alpha} = W \tan \psi^1$$

Dimana:

$W$  = berat total hovercraft (N)  
 $\psi^i$  = sudut antara permukaan hovercraft dengan permukaan gelombang ( ° )

d. Aerodynamic Momentum Drag atau Tahanan Momentum (  $R_m$  )

$$R_m = Q \cdot \rho_a \cdot v$$

Dimana:

$Q$  = volume udara angkat ( m<sup>3</sup>/s )  
 $v$  = kecepatan hovercraft ( m / s )  
 $\rho_a$  = 1,2257 kg / m<sup>3</sup>

e. Skirt Drag atau Tahanan Skirt (  $R_s$  )

$$R_{sk} = R_{sk1} + R_{sk2}$$

$$R_{sk1} = C_{sk1} \times 10^{-6} (h/l_j)^{-0,34} l_j S_c$$

<sup>0,5</sup>  $q_w$

$$q_w = 0,5 \rho_w v^2$$

$$R_{sk2} = C_{sk2} R_w$$

$$C_{sk2} = \{ [2,8167 (l_c/B_c)^{259,0}] - 1 \}$$

Dimana:

$R_{sk1}$  = wet drag of the skirt  
 $R_{sk2}$  = wave making drag due to the skirt

skirt

$R_w$  = air cushion wave-making

Dag

$S_c$  = luas cushion pressure ( m<sup>2</sup> )  
 $q_w$  = hydrodynamic head due to

craft Seed

$C_{sk1}$  = koefisien hydrodynamic drag

(2,5 – 3,5)

$C_{sk2}$  = koefisien wave-making Dag

skirt

$h$  = air clearance ( m )

$\rho_w$  = 1025 kg / m<sup>3</sup>

## 2.6 Prinsip Matching

Dalam suatu proses perencanaan pemasangan mesin dengan propeller prinsip Matching sangat diperlukan untuk dapat mencari dan menentukan kondisi operasional dari sistem propulsi sehingga mampu menghasilkan daya yang optimal tetapi dengan penggunaan bahan bakar yang seefektif mungkin. Dalam perancangan hovercraft ini prinsip matching dilakukan antara mesin (sebagai sistem propulsi) dan kipas (sebagai beban). Selain itu dengan melakukan matching maka juga mampu menjamin pada semua kondisi operasi yang sesuai dengan setiap komponen. (Woodward 1976)

Dalam proses matching, karakteristik fan yang digunakan adalah berhubungan dengan diameter fan dan kecepatan putaran kerja, dengan memasukkan juga variabel fluida tempat fan bekerja (udara). Karakteristik fan tersebut bisa dinyatakan dalam beberapa koefisien tak berdimensi seperti berikut

Nomor Advance (  $J$  ) :

$$J = \frac{VA}{N \times D}$$

Koefisien Thrust (KT) :

$$K_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot d^2}$$

Koefisien Torsi (KQ) :

$$K_Q = \frac{Q}{\rho \cdot n^2 \cdot d^2}$$

Penentuan fan yang tidak tepat bisa mengakibatkan terjadinya overload pada mesin dimana kipas menyerap daya mesin dengan berlebihan, atau overspeed dimana fan tidak mampu menghasilkan performa sesuai dengan yang direncanakan. Maka dari itu tidak jarang dijumpai suatu sistem penggerak dengan dilengkapi sistem transmisi yang dapat mengatur kombinasi kecepatan putaran atau torsi antara mesin dan kipas.

Pada umumnya karakteristik mesin dan kipas digambarkan dalam bentuk grafik, sehingga matching merupakan titik perpotongan antara kurva karakteristik mesin dan kipas, yang kemudian titik perpotongan tersebut "diatur" sehingga berada pada lokasi yang tepat ketika sistem beroperasi.

### 3. ANALISA DAN PEMBAHASAN

#### 3.1 Analisa hambatan Hovercraft.

Supaya dapat mengetahui kebutuhan daya Thrust hovercraft maka perlu diketahui terlebih dahulu gaya hambat yang ditimbulkan oleh hovercraft tersebut dan kecepatan yang akan direncanakan. Untuk mendapatkan besarnya gaya hambat yang ditimbulkan oleh hovercraft dapat dilaksanakan dengan perhitungan manual (*analisis*) yaitu dengan menggunakan rumus-rumus yang berhubungan dengan hambatan hovercraft.

Dengan ukuran utama sebagai berikut:

☞ Panjang hovercraft (L)	: 18,7 m
☞ Lebar hovercraft (W)	: 9,2 m
☞ Tinggi hover (T)	: 3,8 m
☞ Panjang hull (L <sub>h</sub> )	: 17 m
☞ Lebar hull (W <sub>h</sub> )	: 8,2 m
☞ Tinggi hull (H <sub>h</sub> )	: 0,5 m
☞ Berat Kosong	: 31.000 kg
☞ Berat Muatan	: 33.000 kg
☞ Berat total	: 65.000 kg

#### 3.2 Penentuan Aerodynamic Profile Drag (Ra)

$$\begin{aligned} Ra &= Ca \frac{\rho_a}{2} S_a v^2 \\ S_a &= 17 \times 8,2 \\ &= 139,4 \text{ m}^2 \\ Ra &= 0,3 \times \left(\frac{1,2257}{2}\right) \times 139,4 \times 20,578^2 \\ &= 10852,87. \end{aligned}$$

#### 3.3 Penentuan Momentum Drag (Rm)

$$\begin{aligned} Rm &= Q \cdot \rho_a v \\ Q &= Q' Sc \sqrt{\left(\frac{2P_c}{\rho_a}\right)} \\ &= 0,015 \times 172,04 \sqrt{\left(\frac{2 \times 3705,121}{1,2557}\right)} \\ &= 198,139 \text{ m}^3/\text{s} \\ Rm &= 198,139 \times 1,2257 \times 20,578 \\ &= 4997,544 \text{ N} \end{aligned}$$

#### 3.4 Penentuan Skirt Drag (Rs)

$$\begin{aligned} q_w &= 0,5 \rho_w v^2 \\ &= 0,5 \times 1025 \times 20,578^2 \\ &= 217020,22 \\ h &= 0,3 \\ Csk_2 &= \left\{ \left[ 2,8167 \left(\frac{l_c}{B_c}\right)^{-0,259} \right] - 1 \right\} \\ Csk_2 &= \left\{ \left[ 2,8167 \left(\frac{18,7}{9,2}\right)^{-0,259} \right] - 1 \right\} \\ &= 1,344 \\ Rsk_1 &= Csk_1 \times 10^{-6} \left(\frac{h}{l_j}\right)^{-0,34} l_j S_c^2 q_w \\ Rsk_1 &= 3,5 \cdot 10^{-6} \left(\frac{0,3}{54,8}\right)^{-0,34} \cdot 54,8 \cdot 172,04^{0,5} \cdot 217020,22 \\ &= 3207,212 \\ Rsk_2 &= Csk_2 R_w \\ Rsk_2 &= 1,344 \cdot 12564,64634 \\ &= 16886,88468 \\ Rsk &= Rsk_1 + Rsk_2 \\ Rsk &= 3207,212 + 16886,88468 \\ &= 20094,09668 \text{ N} \end{aligned}$$

#### 3.5 Penentuan Tahanan Total Untuk Hovercraft (RT)

Berdasarkan metode interpretasi dari L.Yun dan A.Bliault untuk menentukan tahanan total dari hovercraft sebagai berikut :

$$R_T = K_{T'} (R_a + R_m + R_w + R_{sk} + R_a'')$$

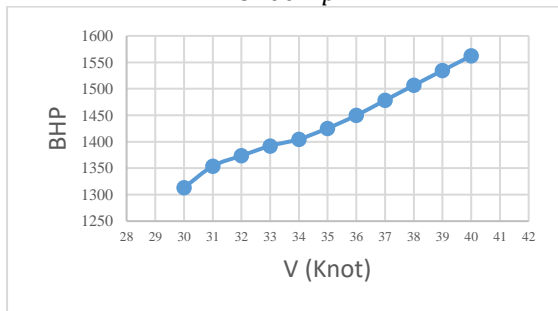
Dimana  $K_T'$  merupakan koefisien tahanan total yang mempunyai nilai (1,0-1,1).

$$R_T = 1,1(10852,87 + 4997,545614 + 12564,64634 + 20094,09668 + 38986,8278) = 96245,58508 \text{ N}$$

### 3.6 Penentuan Daya Efektif Thruster Hovercraft ( $N_E$ )

$$N_E = R_T v = 96245,58508 \times 20,578 = 1980541,65 \text{ Watt} = 2655,949644 \text{ Hp}$$

$$N_{BHP} = \frac{N_E}{\eta_p} = \frac{2655,949644}{0,85} = 3124,64664 \text{ Hp} \approx 3200 \text{ Hp}$$



**Gambar 3**, Grafik kebutuhan daya terhadap kecepatan

Berdasarkan perhitungan efisiensi air propeller seperti pada tabel dibawah maka hovercraft militer ini menggunakan 2 air propeller dan setiap air propeller digerakkan oleh satu diesel engine. Keuntungan menggunakan sistem konfigurasi seperti ini memiliki keuntungan jika pada waktu operasional dan salah satu sistem tidak berfungsi maka hovercraft masih bisa beroperasi menggunakan salah satu sistem yang lain. Selain itu penggunaan konfigurasi seperti ini dikarenakan bentuk dan konstruksi hull. Sehingga setiap diesel engine yang dibutuhkan mempunyai daya 1800 Hp.

### 3.7 Pemilihan Engine

Dalam pemilihan engine perlu di perhatikan beberapa tinjauan teknis yang dimiliki oleh engine tersebut antara lain:

- Dimensi (P x L x T)
- Berat
- Daya maksimal yang dimiliki
- Rpm (putaran engine)
- Torque maksimal

### 3.7.1 MTU

**Diesel Engines 12V/16V 2000 M93**  
for Fast Vessels  
with Low Load Factors (LDF)

Typical applications:  
Fast yachts, fast ferries,  
private craft and the fishing  
sector

Engine Model	12V 2000 M93	16V 2000 M93
Rated power BHP	1800 (1324)	2400 (1760)
Rated speed rpm	2300	2300
No. of cylinders	12	16
Block type	160/160 (4/4/4/4)	160/160 (4/4/4/4)
Displacement, liter	16,0 (1020)	16,0 (1020)
Rated torque	540 k	540 k
Rated rpm	1700-2300	1700-2300

Fuel consumption	12V 2000 M93	16V 2000 M93
Power	1800	2400
Maximum power	1800	2400
Power	1800	2400
at 1500 rpm (3%)	1800	2400
Fuel consumption (g/kWh)	205	205
at 1500 rpm (3%)	205	205
at 1500 rpm (3%)	205	205

**Gambar 4**, Engine MTU 12 V/ 16 V 2000 M93

### 3.7.2 MAN



**Gambar 5**, Engine MAN V-12-1650

Technical features V12-1650

Type of engine V12-1650

Displacement 24.24 L

Maximum output to DIN ISO 3046-1 1) 1,324 (1,800) kW (hp)

Rated Speed 2,300 rpm

Maximum torque 6,020 Nm

at Speed rpm 1,200 – 2,100

Weight (dry) 2,365 Kg

Fuel consumption at rated Power 339 l

/h

The ratings are only for operation of private yachts.

Dimensions V12-1800

A-Overall width of engine	1,153
mm	
B-Overall length of engine	2,139 mm
C-Overall height of engine	1,265
mm	
D-Top of engine to crankshaft Centre	811 mm
E-Length of engine from front end to edge of flywheel Housing	1,658 mm.

### 3.8 Pemilihan Gear Box



**Gambar 6.** Gear Box ZF 3000

Spesifikasi	
Ratio	1,267; 1,512; 1,763; 2,029; 2,250; 2,467
Max Torque	5263 Nm / 3882 ftlb
Power	0,5511 kW / 0,7390 hp
Input power capacity	
2100 rpm	1157 kW / 1552 hp
2300 rpm	1268 kW / 1700 hp
2450 rpm	1350 kW / 1811 hp
Max RPM	2450 rpm
Weight	350 kg / 770 lbs

### 3.9 Perencanaan Thrust Fan

Dengan diameter perencanaan thrust sebesar 2,5 meter dan daya kontinyu mesin berdasarkan mesin yang dipilih adalah sebesar 1200 kW, maka thrust fan bisa dirancang sebagai berikut :

Besar gaya yang diterima thrust fan dari transmisi daya yang dikeluarkan oleh mesin ketika beroperasi kontinyu :

$$\begin{aligned}
 P_D &= P_{BHP} \cdot \eta_s \\
 &= 1600 \text{ hp} \times 0,96 \\
 &= 1536 \text{ hp} \approx 1145,395 \text{ kW}
 \end{aligned}$$

Gaya dorong aksial oleh propeller :

$$F_x = P_u / C_u$$

dimana :

$$P_u = P_D$$

$C_u = 40 \text{ knot} = 40 \text{ mil/jam} = \text{kecepatan gerak hovercraft}$

$$= 20,578 \text{ m/s}$$

maka didapatkan

$$F_x = 1145,395 / 20,578$$

$$= 23569,94243 \text{ N}$$

$\approx$  gaya yang harus dikeluarkan oleh thrust fan ketika beroperasi

Besar gaya dorong yang dikeluarkan thrust fan bisa dirancang dengan menggunakan persamaan :

$$\begin{aligned}
 dT &= \pi \cdot s \cdot r \cdot \rho \cdot V^2 (1 + \alpha)^2 \lambda_1 \operatorname{cosec}^2 \Phi \cdot dr \\
 &= (N \cdot c) / 2 \cdot \rho \cdot C_u^2 (1 + \alpha)^2 \lambda_1
 \end{aligned}$$

$$\operatorname{cosec}^2 \Phi \cdot dr$$

$$T = (N \cdot c) / 2 \cdot \rho \cdot C_u^2 (1 + \alpha)^2 \lambda_1 \operatorname{cosec}^2 \Phi \cdot r$$

Dimana :

N: jumlah daun thrust fan

= 8 buah

c : lebar bilah daun

=

$$6,975 \text{ in} = 0,17717 \text{ cm}$$

$\lambda_1$  : massa jenis udara

$$= 1,2557 \text{ kg/m}^2$$

$C_u$  : kecepatan laju hovercraft

$$= 20,578 \text{ m/s}$$

$\alpha$  : angle of incidence

$\lambda_1$  :  $C_L \cos \Phi - C_D \sin \Phi$

$C_L$  : koefisien lift

$C_D$  : koefisien drag

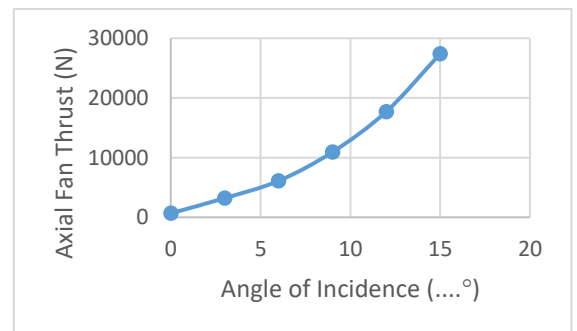
$\Phi$  : sudut pitch

$\phi$  : blade angle

$$= 30^\circ$$

r : jari-jari bilah thrust fan = 49,213 in

$$= 1,25 \text{ m}$$



**Gambar 7,** Grafik angle of Incidence terhadap thrust axial

Berdasarkan perhitungan tabel maka dengan memasukkan nilai aksial thrust sebesar 23569,94243 N maka akan diperoleh beberapa nilai yaitu :

$$\text{Nilai } \alpha = 12,8^\circ$$

$$\text{Nilai } \Phi = 30^\circ - 12,8^\circ = 17,2^\circ$$

Sesuai dengan teori elemen daun (blade elemen theory)

$$\text{Jadi } \tan \phi = v / \omega$$

$$\tan 17,2 = V (1 + a) / \omega$$

$$0,3096 = 51,425 / \omega$$

$$\omega = 142,4673 \text{ m/s}$$

$$= 2\pi \cdot r \cdot n ; \text{dimana } n : \text{putaran}$$

kerja thrust fan

$$142,4673 = 2 \cdot \pi \cdot 1,25 \cdot n$$

$$n = 18,1395 \text{ rps} \approx 1180 \text{ rpm} \approx 1088,37 \text{ rps}$$

Jadi putaran kerja thrust fan adalah 1100 rpm

Untuk memenuhi putaran Fan tersebut, maka dipilih dan direncanakan mesin MAN light duty V12-1600 dengan putaran mesin 2300 rpm. Sehingga dipilih jenis gearbox jenis ZF 3000 dengan rasio putaran 2,250.

### 3.10 Engine Fan Matcing

Engine – Fan Matching disini merupakan matching antara mesin penggerak dengan thrust fan, karena thrust fan mempunyai karakteristik operasional yang berhubungan dengan tahanan hovercraft. Untuk lift tidak dilakukan matching karena lift dirancang untuk beroperasi pada keadaan kondisi konstan dan kontinyu.

## 4. KESIMPULAN DAN SARAN

### 4.1. Kesimpulan

Dari analisa pembahasan dan perhitungan yang sudah dilakukan, untuk perencanaan sistem thruster pada hovercraft kelas LCAC untuk kepentingan TNI – AL dengan kemampuan angkut 2 unit tank marinir yang mempunyai kecepatan sampai kecepatan 40 knot, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- Mesin yang digunakan adalah 2 diesel engine MAN Light Duty V12 – 1650 dengan daya setiap diesel enginenya 1650 Hp dengan putaran 2300 rpm.
- Fan (air propeller) diameter 2,5 m dengan jumlah daun 8 buah dengan putaran 1100 rpm.
- Dengan mesin 2300 rpm dan putaran fan maka didapatkan Gearbox ZF 3000 dengan rasio putaran 2.250.

### 4.2 Saran

Dari hasil analisa teknis yang dilakukan penulis sebelumnya maka kami menyarankan agar dilakukan penelitian lebih lanjut dan mendalam lagi terhadap beberapa permasalahan yaitu :

- Perhitungan kebutuhan listrik untuk keseluruhan sistem di hovercraft.
- Sistem kontrol dan pengendalian olah gerak hovercraft.
- Sistem kemudi, sistem bahan bakar serta pengaturan peletakan pesawat pokok

ataupun pesawat bantu yang presisi pada kamar mesin.

- Perencanaan sistem propulsi yang lebih terperinci.

Meskipun data-data teknis yang diperoleh dalam perancangan ini sebenarnya sudah memenuhi syarat secara analitis matematis, namun demikian perlu dijelaskan kembali bahwa untuk data-data tersebut masih memerlukan banyak koreksi pembanding yang diakibatkan keterbatasan penulis dalam memperoleh data tersebut, sehingga diharapkan pada akhirnya akan menjadi lengkap dan akan berguna bagi perancangan dimasa yang akan datang.

## UCAPAN TERIMAKASIH

Penulis ingin mengucapkan terimakasih kepada Sekolah Tinggi Teknologi Angkatan Laut (STTAL), Surabaya atas segala dukungan dan kesempatan dalam penyelenggaraan penelitian ini. Penulis juga ingin mengucapkan terimakasih kepada para reviewer dan tim editor untuk segala masukan sehingga membuat tulisan ini menjadi lebih baik..

## DAFTAR PUSTAKA

- Bleier, Frank P. 1998. Fan Handbook, Selection, Application, And Design. New York :USA.
- Harvard, SV.AA, "Tahanan dan Propulsi Kapal", University of Denmark, Lyngby, Airlangga University press, 1982.
- Hendra Dwi Yuliawan ; Perencanaan Sistem Thruster Dan Lifter Tipe Terpisah Untuk Hovercraft militer Dengan Payload 15 Ton. Tugas Akhir, Jurusan Teknik Sistem Perkapalan Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.
- John L.Allison,"Air Cushion Vehicle and Survace Effect Ships for Great Lakes and Great Rivers Transportation" , Marine Technology Vol.27, No.6, Nov.1990.
- Lukman Chakim, 2007. Studi Analisa Hovercraft Dengan Dua Penumpang Untuk Kegiatan Operasional TNI – AL, Tugas Akhir STTAL.



Perozzo, James. 1995. Hovercrafting As A Hobby 1st Edition. Twin Peaks Enterprise. Auburn : West Australia.

Putu Adi Sastrawan, 2008, Perancangan Sistem Thrust Untuk Dua Personel, Tugas Akhir STTAL.

Robert L. Trillo, "Marine Hovercraft Technology", Leonardo Hill, London, 1971.

Roskam, Jan. 1997. Airplane Aerodynamics And Performance. Design, Analysis and Research Corporation. Kansas : USA.

Teguh Kadiyat Yudharto, 2002. Studi Perancangan Awal Hovercraft Untuk Mendukung Operasi Raid Amfibi Skala Kecil, Tugas Akhir STTAL.

Yun, Liang. 2000. Theory And Design Of Air Cushion Craft. Arnold, A Member Of The Hodder Headline Group : London.