



**ITS**  
Institut  
Teknologi  
Sepuluh Nopember

**PERANCANGAN *HOVERCRAFT* MENGGUNAKAN GAS TURBIN  
SEBAGAI MESIN PENGGERAK PADA SISTEM *COMBINED  
THRUSTER* DAN *LIFTER***

Andryan Herjanto  
NRP 0421154000011

Dosen Pembimbing  
Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.  
Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.

**DEPARTEMEN TEKNIK SISTEM PERKAPALAN  
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2019**









**ITS**  
Institut  
Teknologi  
Sepuluh Nopember

**TUGAS AKHIR - ME 4834**

**PERANCANGAN *HOVERCRAFT* MENGGUNAKAN GAS TURBIN  
SEBAGAI MESIN PENGGERAK PADA SISTEM *COMBINED THRUSTER*  
DAN *LIFTER***

Andryan Herjanto  
NRP 0421154000011

Dosen Pembimbing  
Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.  
Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.

DEPARTEMEN TEKNIK SISTEM PERKAPALAN  
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
2019

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*



**ITS**  
Institut  
Teknologi  
Sepuluh Nopember

**BACHELOR THESIS - ME 4834**

***DESIGN ON HOVERCRAFT USING GAS TURBINE AS MAIN ENGINE FOR  
COMBINED THRUSTER AND LIFTER SYSTEM***

Andryan Herjanto  
NRP 0421154000011

Supervisor  
Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.  
Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.

DEPARTMENT OF MARINE ENGINEERING  
FACULTY OF MARINE TECHNOLOGY  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
2019

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## LEMBAR PENGESAHAN

### PERANCANGAN *HOVERCRAFT* MENGGUNAKAN GAS TURBIN SEBAGAI MESIN PENGGERAK PADA SISTEM *COMBINED THRUSTER* DAN *LIFTER*

#### TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada

Bidang Studi *Marine Machinery and System* (MMS)  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Sistem Perkapalan  
Fakultas Teknologi Kelautan  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

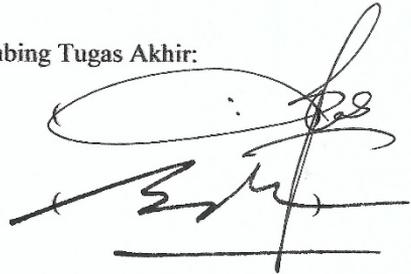
Oleh:

**Andryan Herjanto**  
NRP. 0421154000011

Disetujui oleh Pembimbing Tugas Akhir:

Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.

Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.



*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## LEMBAR PENGESAHAN

### PERANCANGAN *HOVERCRAFT* MENGGUNAKAN GAS TURBIN SEBAGAI MESIN PENGGERAK PADA SISTEM *COMBINED THRUSTER* DAN *LIFTER*

#### TUGAS AKHIR

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada

Bidang Studi *Marine Machinery and System* (MMS)  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Sistem Perkapalan  
Fakultas Teknologi Kelautan  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**Andryan Herjanto**  
NRP. 0421154000011

Disetujui oleh Kepala Departemen Teknik Sistem Perkapalan



*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## **Perancangan Hovercraft Menggunakan Gas Turbin Sebagai Mesin Penggerak pada Sistem *Combined Thruster* dan *Lifter***

**Nama Mahasiswa** : Andryan Herjanto  
**NRP** : 0421154000011  
**Departemen** : Teknik Sistem Perkapalan ITS  
**Dosen Pembimbing 1** : Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.  
**Dosen Pembimbing 2** : Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.

### **Abstrak**

*Hovercraft* merupakan kendaraan yang mempunyai banyak fungsi dan kelebihan jika dibandingkan dengan kapal konvensional biasa. Kendaraan ini sangat cocok jika digunakan untuk kebutuhan militer di Indonesia, mengingat kondisi geografis Indonesia yang mengakibatkan seringnya terjadi bencana alam. Salah satu satuan yang akan diterjunkan untuk membantu dalam menanggulangi bencana alam adalah pihak militer, sehingga kebutuhan akan kendaraan yang dapat melaju dengan cepat dan melewati rintangan kondisi geografis di Indonesia sangat penting. Salah satu penyebab *hovercraft* dapat bergerak melalui beberapa medan adalah karena pada dasarnya kendaraan ini tidak menyentuh atau berjalan pada media tersebut, melainkan berjalan pada bantalan udara. Bantalan tersebut diperoleh dari udara yang ditekan masuk ke dalam *hovercraft* oleh *lifting fan* dan keluar melalui celah dibawah *hovercraft*. Maka dari itu berat sangat berpengaruh dalam pengoperasian dari *hovercraft* untuk menentukan seberapa besar daya yang dibutuhkan untuk menggerakkan sistem *lifter* dan *thruster*.

Pada umumnya *hovercraft* akan dirancang menggunakan diesel sebagai mesin penggerak baik untuk sistem *thruster* maupun *lifter*. Akan tetapi salah satu kekurangan penggunaan mesin diesel adalah berat mesin itu sendiri, sehingga *payload* dari *hovercraft* akan berkurang. Maka salah satu opsi pilihan bagi mesin penggerak yang dapat digunakan dalam perancangan *hovercraft* yaitu menggunakan gas turbin.

Pada penelitian kali ini, perancangan *hovercraft* menggunakan gas turbin sebagai mesin penggerak baik pada sistem *lifter* maupun untuk sistem *thruster*. Dengan konfigurasi *combined system thruster and lifter* yang berarti menggunakan 1 gas turbin untuk menggerakkan kedua sistem tersebut. *Hovercraft* menggunakan 2 buah *fan* yaitu pada sisi *portside* dan juga pada sisi *starboard*. Sehingga dirancang menggunakan 2 buah gas turbin untuk memenuhi kebutuhan daya kedua sisi dari *hovercraft*. Total kebutuhan daya untuk menggerakkan sistem *thruster* dan *lifter* pada 1 sisi adalah 2750,14 Hp. Gas turbin yang digunakan dapat menghasilkan daya 4000-4600 Hp. Dari penggunaan gas turbin pada *hovercraft* ini dibandingkan dengan diesel diperoleh *payload* tambahan sebesar 6878 kg atau sekitar 6 ton.

Kata kunci: *Hovercraft*, Desain, Gas Turbin, *EPM*

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## **Design on Hovercraft Using Gas Turbine as Main Engine for Combined Thruster and Lifter System**

**Name of Student** : **Andryan Herjanto**  
**NRP** : **0421154000011**  
**Department** : **Marine Engineering**  
**Supervisor 1** : **Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil.**  
**Supervisor 2** : **Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T.**

### **Abstract**

Hovercraft is a vehicle that has many functions and advantages compared to conventional ships. This vehicle is very suitable if used for military needs in Indonesia, due to the geographical conditions, which resulted many natural disasters happened in Indonesia. To help the affected area, military were deployed to help the other team. Therefore, military need a vehicles that can travel fast and could overcome the obstacles in the affected area. The ability to cross the surface of water and land is an advantage that can be very useful to deal with various obstacles that will be faced in Indonesia and these capabilities are found in hovercraft. The reason behind that ability is because basically this vehicle does not touch or move on the media, but move on air cushion. The air cushion is obtained from the air that pressed into the hovercraft by a lifting fan and out through the gap under the hovercraft so that it lifts the hovercraft. Therefore the weight that carry on hovercraft is very crucial in the operation of the hovercraft to determine how much power is needed to drive the lifter and thruster systems.

In general, hovercraft will be designed using diesel as a driving machine for both thruster and lifter systems. However, one of the disadvantages of using a diesel engine is the weight of the engine itself, so that the payload of the hovercraft will decrease. Due to that problem, one of the options for driving machines that can be used in designing hovercraft is using gas turbines.

In this research, hovercraft design uses gas turbines as a driving machine for both lifter and thruster system. With a combined system thruster and lifter configuration which means using 1 gas turbine to drive both systems. Hovercraft uses 2 fans, namely on the portside side and also on the starboard side. So it is designed to use 2 pieces of gas turbines to meet the power requirements of both sides of the hovercraft. The total power requirement for moving the thruster and lifter systems on one side is 2750,14 HP. The turbine gas used can produce 4000-4600 hp. From the use of gas turbines to this hovercraft compared to diesel, an additional payload of 6878 kg or about 6 tons is obtained.

**Keywords:** Hovercraft, Design, Gas Turbine, EPM

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## KATA PENGANTAR

Puji syukur kehadirat Tuhan Yang Maha Esa, yang telah memberikan berkat dan anugerah-Nya, sehingga penulis mampu menyelesaikan Tugas Akhir dengan judul **Perancangan *Hovercraft* Menggunakan Gas Turbin Sebagai Mesin Penggerak Pada Sistem *Combined Thruster Dan Lifter*** dengan baik. Tugas Akhir ini diajukan sebagai salah satu persyaratan kelulusan program studi sarjana Departemen Teknik Sistem Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Dalam proses pengerjaan Tugas Akhir dan keberhasilan menempuh program studi sarjana, tentu tidak lepas dari bantuan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu penulis menyampaikan rasa terima kasih kepada pihak-pihak di bawah ini, karena telah membantu penulis sepanjang proses studi, yaitu :

1. Keluarga penulis, Kakek Surya Sidarta, Nenek Liliana, Papa Hendi Herjanto, Mama Monica Laurensia,, dan Adik Reynaldi Herjanto yang selalu mendukung dan memberikan semangat kepada penulis setiap kegiatan dan aktivitas, serta selalu senantiasa memenuhi kebutuhan penulis selama masa perkuliahan.
2. Bapak Dr. Dhimas Widhi Handani, ST., M.Sc selaku dosen wali yang telah banyak memberikan bimbingan dan pendidikan baik akademik maupun non akademik sehingga sebagai mahasiswa wali, kami dapat belajar banyak hal mengenai kedisiplinan
3. Bapak Ir. Agoes Santoso, M.Sc., M.phil. selaku dosen pembimbing pertama serta kepala laboratorium MMS yang telah membimbing penulis dalam menyelesaikan penelitian Tugas Akhir, memberikan motivasi, dan memberikan ilmu serta pesan moral selama proses pengerjaan, sehingga penulis tidak menyerah dalam mengerjakan Tugas Akhir ini.
4. Bapak Dr. Eng. M. Badrus Zaman, S.T., M.T. selaku Kepala Departemen Teknik Sistem Perkapalan dan juga dosen pembimbing kedua yang selalu sabar mendidik dan membimbing penulis untuk berfikir sistematis dan teratur saat mengerjakan Tugas Akhir ini.
5. Seluruh dosen, tenaga kependidikan serta manajemen Departemen Teknik Sistem Perkapalan FTK – ITS.
6. Seluruh teman-teman satu angkatan Salvage'15 yang namanya tidak dapat disebutkan satu persatu, yang terus mendukung penulis agar terus fokus dan dapat memecahkan semua masalah yang dihadapi selama pengerjaan Tugas Akhir ini.
7. Teman seperjuangan saat Kerja Praktik penulis, yaitu Mothy dan Hugo, yang terus memberikan semangat dan kebahagiaan bagi penulis dalam sepanjang proses studi penulis di Departemen Teknik Sistem Perkapalan
8. Keluarga BPH KMK 17-18: Alfon, Ratri, Nanda, Linda yang selalu memberikan rasa nyaman dan rasa kekeluargaan bagi penulis selama

menjalani studi serta selalu setia membantu dikala penulis membutuhkan bantuan

9. Keluarga Pelangi KMK 17-18 yaitu: Mothy, Nadya, Ryan, Wilfeb, Dayinta, Gea, Rei, Bunga, Clau, Bimo, Josh, Clara, Andrew, Lukman yang selalu memberikan keceriaan dan pengalaman baru bagi penulis dalam kehidupan studi di kampus termasuk saat rapat di sekre dan posto serta mengerjakan Tugas Akhir bersama di Coftof
10. Keluarga kepengurusan KMK Inisiator 17-18 yang terus membantu penulis berkembang, dan memberikan rasa kekeluargaan selama masa perkuliahan
11. Keluarga kepengurusan KMK 16-17 terutama Mas Rindy, Bang Denny, Mas Daniel, Mba Vania, Mas Niko, Mas Mirekel yang terus membimbing penulis selama masa perkuliahan sehingga menjadikan penulis manusia yang berwawasan dan kuat
12. Seluruh anggota Keluarga Mahasiswa Katolik dari seluruh angkatan yang telah membantu penulis dalam masa studi dan mempersiapkan diri dengan segala *softskill* yang akan dibutuhkan di kehidupan pasca kampus
13. Member dari Soto Djoni Kertajaya yaitu Gerald, Efrem, Alfa, Diar, Mothy, Kisserah, Mba Jijah, Mba slu, Mba Bella, Mas Isom, Ferdy, Nasa, Rana yang selalu menemani penulis setiap hari selama masa pengerjaan Tugas Akhir dan disaat lapar
14. Seluruh kakak tingkat Baracuda '13 dan Mercusuar'14 yang telah memberikan teladan dan bagian dari pengalaman penulis dalam belajar menjadi mahasiswa dan anggota yang baik di lingkungan HIMASISKAL FTK-ITS.
15. Seluruh adik-adik angkatan, VOYAGE'16, BADRIKARA '17, angkatan 2018 yang menjadi kawan selama menempuh pendidikan di ITS.
16. Teman teman PPO dan Hahihu serta seluruh teman teman penulis yang berada di Jakarta, telah membantu penulis selama libur semester dan membuat penulis tetap bersemangat untuk menyelesaikan Tugas Akhir
17. Kepada pihak yang tidak bisa disebutkan satu per satu, terima kasih atas segala bantuan dan dukungan yang telah diberikan kepada penulis.

Penulis menyadari bahwa penelitian yang dilakukan dalam tugas akhir ini jauh dari sebuah kesempurnaan, oleh karenanya kritik dan saran sangat terbuka untuk menjadikan karya yang lebih baik dan memberikan kebermanfaat. Penulis berharap bahwa karya tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi penulis dan bagi seluruh pembaca di kemudian hari.

Surabaya, 7 Juli 2019

## DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
LEMBAR PENGESAHAN.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
KATA PENGANTAR.....	xiii
DAFTAR GAMBAR .....	xix
DAFTAR TABEL.....	xxi
BAB I PENDAHULUAN .....	1
1.1. Latar Belakang .....	1
1.2. Perumusan Masalah.....	2
1.3. Batasan Masalah.....	3
1.4. Tujuan Penelitian.....	3
1.5. Manfaat Penelitian.....	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	5
2.1 Definisi <i>Hovercraft</i> .....	5
2.1.1. Prinsip Kerja.....	5
2.1.2. Bagian-bagian dari <i>hovercraft</i> .....	6
2.1.3. Sistem Penggerak <i>hovercraft</i> .....	7
2.2 Penentuan <i>Air Propeller</i> .....	18
2.3 Sistem Penggerak di <i>Hovercraft</i> .....	21
2.3.1. <i>Combined lifting and thrusting system</i> .....	21
2.3.2. <i>Separated lifting and thrusting system</i> .....	22
2.4 Karakteristik Gas Turbin .....	22
2.5 <i>Engine Propeller Matching (EPM)</i> .....	24
BAB III METODE PENELITIAN.....	27
3.1. Identifikasi Masalah .....	29
3.2. Studi Pustaka dan Literatur .....	29
3.3. Pengumpulan Data .....	29
3.4. Perhitungan Kebutuhan Daya <i>Lifter</i> .....	29
3.5. Pemilihan <i>Lifting Fan</i> .....	30
3.6. Perhitungan Tahanan Total .....	30
3.7. Perhitungan Daya <i>Thruster</i> .....	30
3.8. Pemilihan <i>Main Engine</i> dan <i>Air Propeller</i> .....	31

3.9.	<i>Engine Propeller Matching</i> .....	31
3.10.	Membuat Skema Pemanfaatan Selisih Berat.....	31
3.11.	Kesimpulan dan Saran.....	31
BAB IV ANALISA DATA.....		33
4.1	Data <i>Hovercraft</i> .....	33
4.1.1.	Data Utama <i>Hovercraft</i> .....	33
4.2	Kebutuhan Daya untuk Sistem <i>Lifter</i> .....	33
4.2.1.	Menentukan <i>Cushion Pressure (Pc)</i> .....	33
4.2.2.	Menghitung Volume Udara Angkat (Q).....	34
4.2.3.	Menghitung Tekanan Total Fan (H).....	34
4.2.4.	Menghitung Daya untuk Sistem <i>Lifter (Nel)</i> .....	35
4.3	<i>Fan</i> untuk <i>Lifter</i> .....	35
4.3.1.	Penentuan Diameter <i>Impeller (D2)</i> .....	35
4.3.2.	Penentuan Luas dari <i>fan impeller disc (F)</i> .....	36
4.3.3.	Diameter <i>impeller</i> daerah <i>input ( D1)</i> .....	36
4.3.4.	Lebar daun <i>impeller (b)</i> .....	36
4.3.5.	Perencanaan <i>scroll housing</i> .....	36
4.3.6.	Lebar dari <i>scroll housing (W)</i> .....	37
4.3.7.	Tinggi <i>outlet scroll housing (Ho)</i> .....	37
4.4	Kebutuhan Daya untuk Sistem <i>Thruster</i> .....	37
4.4.1.	Penentuan <i>Air Cushion Wave-making Drag (Rw)</i> .....	38
4.4.2.	Penentuan <i>Aerodynamic Profile Drag (Ra)</i> .....	39
4.4.3.	Penentuan <i>Momentum Drag (Rm)</i> .....	39
4.4.4.	Penentuan <i>Skirt Drag (Rsk)</i> .....	39
4.4.5.	Penentuan <i>Differential Air Momentum Drag (Ra'')</i> .....	40
4.4.6.	Penentuan Tahanan Total untuk <i>Hovercraft (Rt)</i> .....	41
4.4.7.	Penentuan Daya untuk <i>Thruster hovercraft</i> .....	41
4.5	Pemilihan Gas Turbin.....	41
4.5.1.	Penentuan Daya untuk <i>Hovercraft</i> .....	41
4.5.2.	Pertimbangan Pemilihan Gas Turbin.....	42
4.6	Perencanaan <i>Air Propeller</i> .....	44
4.6.1.	Penentuan Diameter <i>Air Propeller</i> .....	44

4.6.2. Penentuan <i>Blade Chord Air Propeller</i> .....	45
4.6.3. Perencanaan <i>Duct Air Propeller</i> .....	45
4.7 <i>Engine Propeller Matching</i> .....	46
4.8 Pemanfaatan Selisih Berat Penggunaan Diesel dan Gas Turbin .....	52
BAB V KESIMPULAN DAN SARAN .....	55
5.1 Kesimpulan.....	55
5.2 Saran.....	55
DAFTAR PUSTAKA .....	57
LAMPIRAN: BAGIAN A.....	59
LAMPIRAN: BAGIAN B.....	63
BIODATA PENULIS .....	71

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1 Total berat vs jarak yang ditempuh .....	2
Gambar 2.1 Proses terbentuknya bantalan udara .....	5
Gambar 2.2 Bagian <i>hovercraft</i> .....	6
Gambar 2.3 <i>Plenum Chamber</i> .....	7
Gambar 2.4 <i>Specific speed</i> untuk perencanaan <i>fan</i> .....	9
Gambar 2.5 Karakteristik ketiga jenis <i>fan</i> .....	10
Gambar 2.6 <i>Centrifugal Fan</i> .....	11
Gambar 2.7 Efisiensi kipas sentrifugal berdasarkan tipe <i>blade</i> -nya .....	11
Gambar 2.8 Perencanaan <i>scroll housing</i> .....	12
Gambar 2.9 Tabel $C_w$ .....	15
Gambar 2.10 <i>Air propeller</i> pada LCAC .....	19
Gambar 2.11 <i>Air propeller</i> dengan jumlah 8 <i>blade</i> .....	20
Gambar 2.12 <i>Hovercraft</i> menggunakan <i>ducted air propeller</i> .....	20
Gambar 2.13 <i>Combined lifting and thrusting system</i> .....	21
Gambar 2.14 <i>Separated lifting and thrusting system</i> .....	22
Gambar 2.15 <i>Marine Gas Turbine</i> .....	23
Gambar 2.16 Contoh hasil dari <i>EPM</i> .....	25
Gambar 3.1 <i>Flowchart</i> tugas akhir.....	27
Gambar 3.2 <i>Flowchart</i> tugas akhir (2) .....	28
Gambar 4.1 <i>Scroll Housing</i> .....	37
Gambar 4.2 Hasil pembacaan grafik $C_w$ .....	38
Gambar 4.3 Gas turbin TF 40.....	43
Gambar 4.4 <i>Duct air propeller</i> .....	46
Gambar 4.5 Grafik beban <i>air propeller</i> .....	49
Gambar 4.6 Grafik gas turbin <i>performance</i> .....	50
Gambar 4.7 <i>Engine Propeller Matching</i> .....	51
Gambar 4.8 Truk Reo M35A2 .....	54
Gambar 4.9 Komodo 4x4 Recon.....	54

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Koefisien $C_a$ untuk beberapa contoh model <i>hovercraft</i> .....	14
Tabel 2.2 Metode untuk menghitung tahanan di ACV.....	18
Tabel 2.3 Perkiraan konsumsi bahan bakar.....	24
Tabel 4.1 Variasi tahanan akibat sudut .....	40
Tabel 4.2 Pemilihan gas turbin.....	42
Tabel 4.3 Diameter berdasarkan variasi putaran .....	44
Tabel 4.4 <i>Blade chord air propeller</i> berdasarkan diameter.....	45
Tabel 4.5 Besarnya daya berdasarkan kecepatan .....	48

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1. Latar Belakang

Melihat kondisi geografis di Indonesia menyebabkan pihak militer membutuhkan moda transportasi yang dapat melewati perairan dangkal dan mempunyai kecepatan tinggi. Hal ini diperlukan untuk menjangkau daerah-daerah yang ada di Indonesia, terlebih dalam berpindah dari satu wilayah ke wilayah lain atau berpindah dari satu pulau ke pulau lain membutuhkan waktu yang lama sehingga diperlukan sebuah moda transportasi yang dapat bergerak dengan kecepatan tinggi. Kondisi geografi Indonesia menjadi tantangan sendiri dalam moda transportasi, perairan dangkal dan sempit merupakan rintangan yang biasa dijumpai di Indonesia. Ada kalanya daerah tertentu terpisah dengan perairan dangkal atau rawa yang tidak dapat dilalui oleh kendaraan konvensional baik melalui darat ataupun laut. (Yuliawan, 2009)

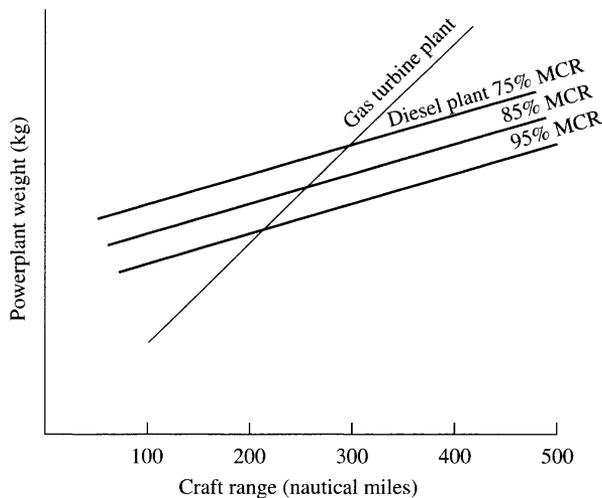
Berada di pertemuan 3 lempeng utama dunia dan berada dalam kawasan *ring of fire*, mengakibatkan Indonesia merupakan salah satu negara yang rawan dengan bencana alam (Kusumastuti, 2014). Dalam melakukan peninjauan dan melakukan pertolongan di daerah yang terkena bencana salah satu pihak yang akan diterjunkan langsung untuk membantu di lapangan adalah pihak militer. Sehingga kebutuhan akan transportasi yang dapat menjawab tantangan yang dihadapi sangat penting.

Hal tersebut mendasari perancangan sebuah moda transportasi yang dapat mengatasi permasalahan tersebut. Moda transportasi yang sesuai adalah yang mampu menjawab permasalahan tersebut, transportasi tersebut harus mempunyai berat benaman atau *displacement* agar tidak mempunyai sarat yang terlalu dalam sehingga dapat melewati wilayah perairan dangkal dan juga dapat melaju dengan kecepatan tinggi sehingga berpindah dari satu pulau ke pulau lain dengan mudah, maka moda transportasi yang dibutuhkan adalah jenis kendaraan amfibi yang tidak memerlukan tempat berlabuh yang khusus dan dapat bergerak di semua medan, salah satunya adalah *Air Cushion Vehicle (ACV)* atau biasa dikenal dengan nama *hovercraft* (Yun, 2000).

Secara umum *hovercraft* dapat bergerak dengan kecepatan hingga 40 knot dan dapat mengangkut muatan hingga 250 ton (Yun, 2000). Hal ini tentu menjadi kelebihan tersendiri bagi *hovercraft* dan merupakan jawaban untuk permasalahan atau tantangan yang dihadapi di Indonesia. *Hovercraft* dirancang dengan menggunakan diesel sebagai mesin penggerak, tetapi ada kekurangan diesel yang masih belum dapat diatasi yaitu, ukuran dan berat yang relatif besar. Salah satu pertimbangan dalam mendesain *hovercraft* adalah berat dan ukuran komponen yang berada di atas *hovercraft* (Abhiram, 2014). Hal ini dapat ditanggulangi dengan merancang *hovercraft* menggunakan gas turbin. Mesin diesel sangat umum digunakan pada modatransportasi, tetapi gas turbin dapat bersaing ketika suatu moda

transportasi membutuhkan keringanan dan volume yang terbatas (Yun, 2000).

Gas turbin sendiri sangat mendukung karakteristik utama dari *hovercraft* yaitu mampu melayang diatas permukaan air dan tetap mengambang walaupun pasokan udara terhenti sehingga perancangan segala komponen dan badan pada *hovercraft* harus ringan, termasuk pada bagian permesinan. Untuk memenuhi persyaratan tersebut dan menambah banyaknya muatan yang dapat diangkut oleh *hovercraft*, maka mesin yang dibutuhkan haruslah kecil tetapi mampu mengoperasikan *hovercraft*. Sehingga penggunaan gas turbin merupakan pilihan yang tepat dalam pengoperasian *hovercraft*. Hal ini dikarenakan karakteristik dari gas turbin yang selain lebih ramah lingkungan jika dibandingkan dengan mesin diesel, gas turbin juga mempunyai *power/weight ratio* yang lebih baik daripada mesin diesel dengan tenaga yang dihasilkan sama (Kayadelen, 2013).



Gambar 1.1 Total berat vs jarak yang ditempuh  
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

Sehingga pada tugas akhir ini akan dirancang sebuah *hovercraft* yang menggunakan gas turbin sebagai mesin penggerak yang bertujuan untuk mengetahui bagaimana pengaruh akibat penggunaan gas turbin sebagai mesin penggerak terhadap *payload* atau kapasitas pokok, dan penambahan kecepatan pada *hovercraft* serta bagaimana sistem propulsi dari *hovercraft* yang menggunakan gas turbin.

## 1.2. Perumusan Masalah

1. Bagaimana analisa teknis di dalam perancangan gas turbin sebagai penggerak utama pada *hovercraft*?

2. Bagaimana desain sistem *combined lifting* dan *thrusting* yang akan digunakan pada perancangan *hovercraft* ini?

### 1.3. Batasan Masalah

1. Perancangan ini menggunakan literatur dan penelitian sebelumnya sehingga menyampingkan faktor-faktor yang bersifat praktis di lapangan
2. Dalam perancangan ini tidak memperhatikan perhitungan stabilitas, struktur, getaran, maupun kebisingan yang terjadi, dan juga detail *gearbox* atau *belt* yang digunakan
3. Kebutuhan kecepatan ditentukan dari awal karena menggunakan desain yang ada

### 1.4. Tujuan Penelitian

1. Merancang sistem propulsi *hovercraft* dengan menggunakan gas turbin sebagai mesin penggerak
2. Mengetahui pemanfaatan selisih berat karena penggunaan gas turbin sebagai mesin penggerak utama

### 1.5. Manfaat Penelitian

1. Memberikan rekomendasi-rekomendasi kepada pembuat *hovercraft* untuk menggunakan gas turbin sebagai mesin penggerak menggantikan diesel yang biasa digunakan

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BAB II

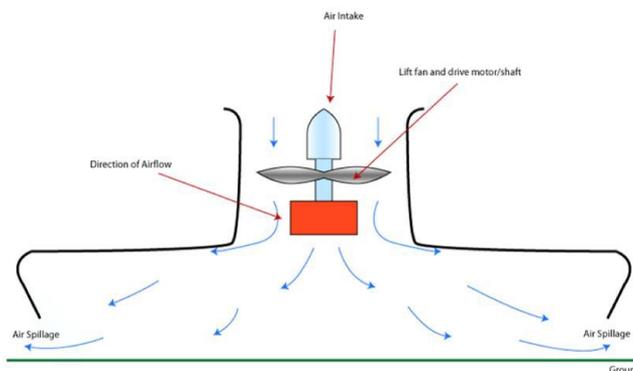
### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Definisi *Hovercraft*

Kendaraan *Air Cushion Vehicle (ACV)* atau dapat juga disebut *hovercraft* adalah jenis kendaraan yang dapat melewati permukaan air atau tanah dengan mudah akibat bantalan udara pada bagian bawah permukaan *hovercraft* yang secara terus menerus disuplai oleh *fan* sehingga gaya gesek antara *hovercraft* dan permukaan dapat berkurang secara signifikan karena hal ini pula kendaraan ini dapat melaju dengan kecepatan yang relatif lebih tinggi dibandingkan dengan kapal konvensional lainnya.

##### 2.1.1. Prinsip Kerja

Kendaraan ini bergerak diatas bantalan udara (*air cushion*) yang terbentuk karena udara dimasukkan ke ruang bawah *hovercraft* (*plenum chamber*) melalui *skirt* (sekat yang lentur) sehingga tekanan dibawah *hovercraft* meningkat dan lebih tinggi dibandingkan udara di luar sehingga udara di dalam akan keluar melalui celah-celah di sekitar bagian bawah *hovercraft* (lihat gambar 2.1), dari udara yang keluar tersebut menghasilkan gaya angkat bagi *hovercraft* sehingga *hovercraft* dapat terangkat, biasanya *hovercraft* akan melayang setinggi 200 mm – 600 mm (Abhiram, 2014). Ketinggian ini dipertahankan dengan cara memasukkan udara secara terus menerus menggunakan kipas (*fan*), sehingga dapat melewati segala macam jenis permukaan dengan ketinggian yang relatif tetap.



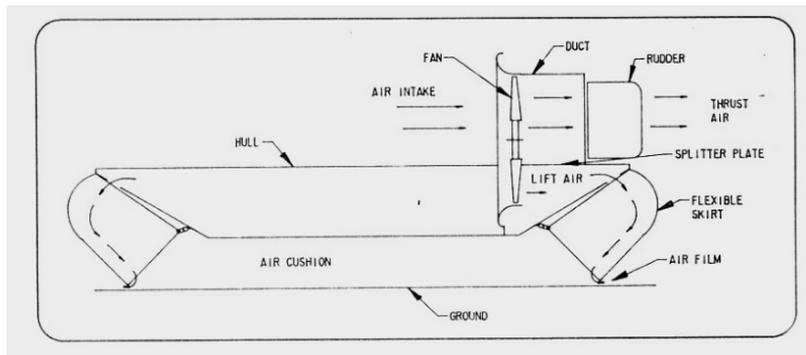
Gambar 2.1 Proses terbentuknya bantalan udara  
(Sumber: Abhiram, 2014)

Terdapat 2 jenis propulsi yaitu *combined* dan *separated* untuk mendukung kerja dari *hovercraft*. Pada *combined propulsion*, mesin penggerak akan menggerakkan sistem *lifting* dan sistem *thrusting* sehingga ketika mengatur kecepatan *hovercraft* pada sistem *thrusting pitch* pada

propeler yang akan diubah. *Separated propulsion* mempunyai sistem yang berbalikan dengan *combined*, pada sistem ini dibutuhkan minimal 2 mesin penggerak untuk menggerakkan sistem *lifting* dan sistem *thrusting*.

### 2.1.2. Bagian-bagian dari *hovercraft*

Sebuah *hovercraft* mempunyai beberapa bagian utama untuk mendukung operasinya sebagai berikut



Gambar 2.2 Bagian *hovercraft*  
(Sumber: <http://laurentlazard.com>)

#### (a) *Hull*

Badan *hovercraft* yang menahan semua beban pada *hovercraft* disebut *hull*. Bahan dapat menggunakan marine aluminium atau *fiberglass*, serta dibuat kedap air. Rongga di dalam *hull* diisi dengan *polyurethane foam* yang membuat *hovercraft* tetap mengapung jika terjadi kebocoran pada *hull* atau ketika udara berhenti ditiupkan ke bagian bawah *hovercraft*.

#### (b) *Skirt*

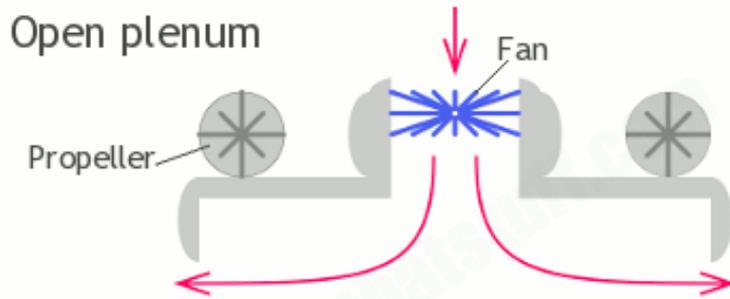
*Skirt* adalah bagian *hovercraft* yang berfungsi untuk menahan udara dibawah *hovercraft* agar tidak mudah keluar. *Skirt* terbuat dari karet khusus untuk menjaga agar udara tetap berada di dalam ruang dibawah *hull*.

Pada *hovercraft* sistem bantalan udara memegang peranan penting, karena pada sistem bantalan udara inilah *hovercraft* dapat dibedakan dengan kapal konvensional. Sistem bantalan udara menyebabkan badan *hovercraft* terangkat ke atas permukaan air, sehingga seolah-olah mengambang.

#### (c) *Plenum Chamber*

*Plenum Chamber* merupakan sebuah ruang kosong dibawah *hovercraft* yang digunakan untuk menahan udara yang telah dipompakan sehingga udara tersebut dapat mengangkat badan *hovercraft*. Prinsip kerjanya adalah dengan memompakan udara ke dalam sebuah rongga dibawah badan kapal, rongga ini merupakan suatu bantalan yang diisi dengan

udara bertekanan dan sebagian dari udara ini keluar dari bocoran di sekeliling badan *hovercraft*.



Gambar 2.3 *Plenum Chamber*  
(Sumber: <https://explainthatstuff.com/hovercraft.com>)

### 2.1.3. Sistem Penggerak *hovercraft*

Desain *hovercraft* berdasarkan dua faktor penentu antara lain pertama masalah daya yang diperlukan untuk mengangkat dan mendaratkan badan kapal, kedua masalah daya dorong untuk mengatasi gelombang laut. Ketika *hovercraft* bergerak pelan, bantalan udara menceraikan-beraikan air dan menghasilkan gelombang haluan dengan demikian *hovercraft* harus mampu atau mempunyai mengatasi gelombang haluan dalam laut yang bergelombang setinggi 2 meter. Sehingga diperlukan 2 sistem dalam *hovercraft* yaitu sistem pengangkat (*lift system*) dan sistem pendorong (*thruster system*).

#### 2.1.3.1 *Lift System*

##### a. Daya Untuk Sistem *Lifter* (Nel)

Pada *hovercraft* yang akan sangat berpengaruh adalah sistem *lifter*, karena *hovercraft* jarak celah tersebut mengakibatkan tahanan yang terjadi lebih kecil jika dibandingkan dengan kapal konvensional. Udara yang digunakan untuk mengangkat dihimpun dari udara luar yang kemudian ditekan ke dalam suatu ruangan penampung udara yang dikelilingi oleh *skirt*. Proses tersebut membuat *hovercraft* mempunyai bantalan udara atau biasa disebut *air cushion*. Udara dipasok terus-menerus sehingga tekanan udara yang ada di dalam ruangan tersebut lebih tinggi dan meningkat daripada tekanan udara di luar. Jadi, dengan sendirinya udara akan keluar melalui celah di bawah *skirt* yang kemudian akan menimbulkan gaya angkat pada *hovercraft*, maka dengan sendirinya *hovercraft* akan terangkat dan melayang (*hover*) dari permukaan air atau tanah. Namun tidak terbang layaknya sebuah pesawat. Daya yang diperlukan untuk mengangkat *hovercraft* merupakan hasil kali tekanan *hover* dengan debit udara yang bekerja di bawah *hovercraft*. Berdasarkan L.Yun dan A.Bliault secara teoritis untuk menentukan daya pada sistem *lifter* menggunakan rumus sebagai berikut :

$$N_{el} = \frac{H_j \times Q_i}{(1000 \times \eta_f \times \eta_m)} \quad (1)$$

Dimana :

$N_{el}$  = Daya untuk *lifting* (kW)

$H_j$  = Tekanan total *fan* (N /m<sup>2</sup>)

$Q_i$  = Volume udara angkat ( m<sup>3</sup> /s)

$\eta_f$  = Efisiensi *fan*

$\eta_M$  = Efisiensi transmisi

Daya teoritis merupakan daya yang diperlukan untuk mengangkat *hovercraft* pada kondisi ideal, misalnya saluran udara, kipas dan semua sistem yang terlibat mempunyai efisiensi 100%. Tapi karena kondisi realistik yang tidak mungkin seperti itu dan juga karena adanya gesekan udara yang bergerak cepat, maka daya aktual yang diperlukan akan menjadi lebih besar dari daya teoritis. Sehingga pada tahap penentuan mesin penggerak akan ditambahkan *margin* untuk mengatasi hal tersebut sebanyak kurang lebih 15%.

b. Debit Udara Angkat (Q)

Debit udara angkat merupakan beban aliran yang harus dikeluarkan oleh *fan* yang digunakan untuk sistem *lift*. Volume udara yang keluar melalui celah *hover* tiap satuan waktu sehingga dapat memenuhi kebutuhan debit udara sistem *lift* pada proses *flying*. Untuk menentukan besar debit udara angkat adalah sebagai berikut.

$$\bar{Q} = \frac{Q}{S_c \left( \frac{2P_c}{\rho_a} \right)^{0,5}} \quad (2)$$

Dimana :

$\bar{Q}$  = Debit udara angkat (m<sup>3</sup>/s)

$\bar{Q}$  = Koefisien aliran udara angkat *hovercraft* berdasarkan *statistical method* nilainya 0.015 – 0.030

$S_c$  = *Cushion area* (m<sup>2</sup>)

$P_c$  = Tekanan oleh berat total *hovercraft* terhadap luasan bantalan tekan (N / m<sup>2</sup>)

$\rho_a$  = Massa jenis udara (1,2257 kg / m<sup>3</sup>)

c. Tekanan Total *Fan* (H)

Berdasarkan L.Yun untuk menentukan nilai tekanan *total fan* ( *H* ) maka terlebih dahulu harus dipilih jenis *fan* yang akan digunakan. Dalam pemilihan *fan* tentunya kita harus mempertimbangkan banyak hal, antara tekanan udara yang dihasilkan *fan* harus mencukupi kebutuhan tekanan udara yang dibutuhkan untuk sistem *lifter hovercraft*, karakteristik dari *fan*, dan keuntungan-keuntungan lain sehingga dapat memaksimalkan kinerja dari

sistem *lifter*. Tekanan total dari *fan* adalah jumlah tekanan total yang dihasilkan oleh *fan* untuk menghasilkan gaya angkat, dapat dihitung dengan persamaan sebagai berikut.

$$\bar{H} = \frac{H}{\rho_a \times u_2^2} \quad (3)$$

Dimana :

$\bar{H}$  = Koefisien tekanan total *fan*

$U_2$  = *circular velocity of the fan impeller* (m /s)

= biasanya untuk *airfoil blade*  $80 < U_2 < 110$  m /s

$\rho_a$  = Massa jenis udara ( $1,2257$  kg /  $m^3$ )

d. Kipas untuk Sistem *Lifter* (*Lifting Fan*)

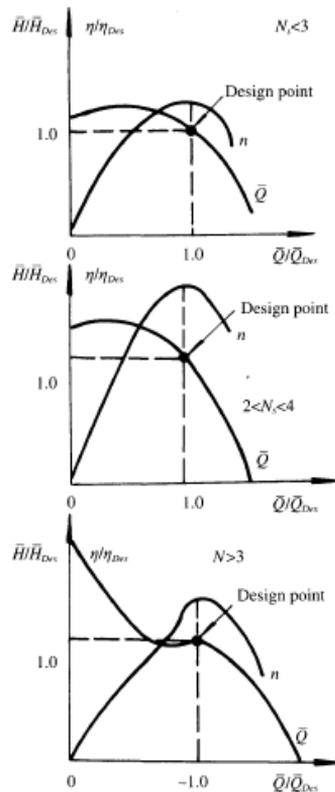
Daya yang dihasilkan oleh mesin utama akan disalurkan untuk menggerakkan sebuah sistem untuk membuat *hovercraft* melayang. Pada sistem tersebut terdapat sebuah *fan* yang berfungsi untuk memasukkan udara ke dalam *hull*. Menurut buku yang ditulis oleh L.Yun dan A.Bliault, fungsi dari *lifting fan* adalah untuk memenuhi kebutuhan udara bertekanan untuk melawan berat dari *hovercraft* saat beroperasi, mempertahankan *flow rate* untuk menjaga jarak antara *skirt* dan bidang permukaan tetap walaupun melewati berbagai jenis medan, dan yang terakhir menjaga tekanan dan *flow rate* agar tidak terjadi kelebihan tekanan dan mempengaruhi kelayakan *hovercraft*.

Dalam memilih *fan* yang sesuai dengan kebutuhan, terlebih dahulu harus mempertimbangkan bagaimana cara memilih tipe *fan* yang sesuai. Karena dalam perancangan ACV dan SES terdapat 3 jenis *fan* yang sering digunakan, yaitu *axial*, *mixed flow*, dan sentrifugal. Ketiga nya mempunyai karakteristik yang unik sehingga pemilihannya harus disesuaikan dengan kebutuhan dari *hovercraft* itu sendiri.

Pada kipas sentrifugal atau *centrifugal fan* cocok dengan penggunaan yang membutuhkan tekanan *head* yang tinggi dan dipertahankan pada *small flow rate* atau laju aliran yang rendah. Kipas *axial* menghasilkan aliran yang besar dan tekanan *head* yang relatif rendah. Jenis kipas yang terakhir adalah *mixed flow fan*, kipas ini mempunyai karakteristik di antara sentrifugal dan kipas *axial*. Ketiga jenis *fan* dapat diadopsi untuk ACV karena biasanya mereka beroperasi dengan tekanan rendah hingga medium. Penggunaan dari jenis *fan* dapat juga dipengaruhi oleh *specific speed fan* di saat perencanaan ( $N_s$ )

$$\begin{aligned} N_s < 3 & \text{ Suitable for centrifugal fans} \\ 2 < N_s < 4 & \text{ Suitable for mixed flow fans} \\ N_s > 3 & \text{ Suitable for axial fans} \end{aligned}$$

Gambar 2.4 *Specific speed* untuk perencanaan *fan*  
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)



Gambar 2.5 Karakteristik ketiga jenis fan  
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

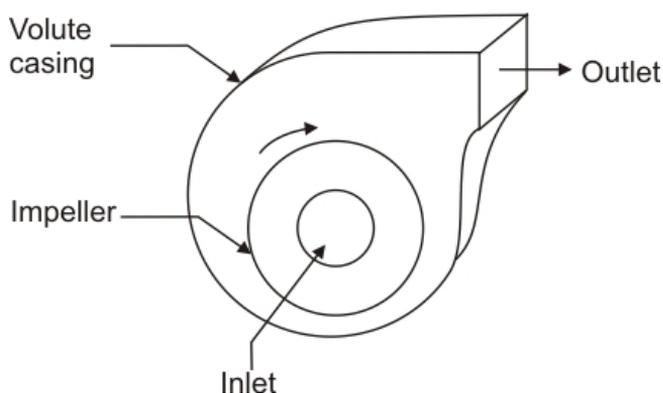
e. Kipas Sentrifugal (*Centrifugal Fan*)

Kipas Sentrifugal adalah salah satu dari jenis fan atau kipas yang dapat digunakan dalam sistem *lifter* pada *hovercraft*. Disebut kipas sentrifugal karena kipas jenis ini mengalirkan udara dan daerah masukan (*inlet*) menuju daerah keluaran (*outlet*) dengan arah radial karena gaya sentrifugal yang ditimbulkan oleh putaran *impeller*. Selanjutnya udara yang secara radial terlempar keluar *impeller* dengan kecepatan dan tekanan tinggi kemudian masuk ke dalam *casing fan* yang berbentuk spiral. Bentuk spiral dan *casing fan* berfungsi sebagai pengarah udara menuju bagian *exit* dan fan dan dari bentuk spiral ini kemudian *casing fan* sentrifugal disebut juga dengan *scroll* atau *volute*. Berdasarkan tekanan udara yang dapat dikeluarkan, maka kipas sentrifugal dapat dikelompokkan menjadi 3 kelompok utama, yaitu:

1. Tekanan rendah (sampai dengan 0,980 kPa)
2. Tekanan sedang (0,981-2,942 kPa)

### 3. Tekanan tinggi (2,943-11,772 kPa)

Menurut rasio lebar ( $b$ ) dan diameter dari *impeller* ( $D$ ) yang dirancang, maka kipas tekanan rendah dapat menggunakan tipe drum atau *circular design* dan kecepatan pada ujung *impeller* atau kecepatan *peripheral* yang digunakan sekitar 80 m/s. Sedangkan kipas pada tekanan tinggi menggunakan kecepatan *peripheral* yang dapat mencapai 110 m/s. Sehingga pada saat perancangan menurut buku yang dikarang oleh Yun & Bliault, kecepatan *peripheral* ( $u_2$ ) yang dianjurkan digunakan adalah antara 80 m/s-110 m/s.



Gambar 2.6 *Centrifugal Fan*  
(Sumber: *nptel.ac.in*)

Jika ditinjau dari daun *impeller* pada kipas sentrifugal, dapat dikelompokkan menjadi 6 kelompok yaitu: *Airfoil (AF)*, *Backward-curved (BC)*, *Backward-inclined (BI)*, *Radial-tip (RT)*, *Forward-curved (FC)*, dan *Radial blade (RB)*. Setiap jenis daun *impeller* tersebut mempunyai kelebihan dan kekurangannya masing-masing serta tingkat efisiensi yang berbeda-beda.



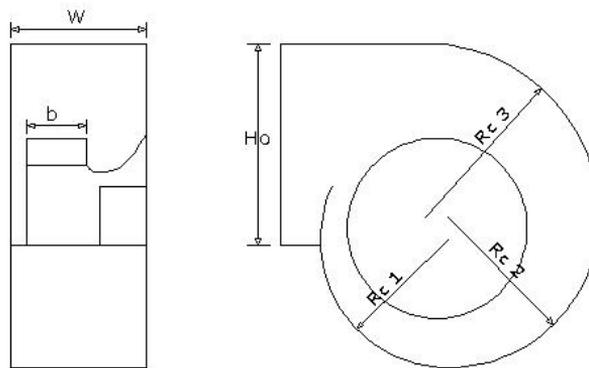
Gambar 2.7 Efisiensi kipas sentrifugal berdasarkan tipe *blade*-nya  
(Sumber: *Bleier, 1997*)

Perancangan kipas dengan tipe *airfoil blade*, mempunyai rasio lebar daun terhadap diameter *impeller* yang dipakai untuk fan ini relatif kecil, dapat dicari dengan rumus yang didapatkan dari buku *Fan Handbook* yaitu sebagai berikut

$$b = 0,46 \times D_1 \quad (4)$$

Biasanya jumlah daun yang digunakan dalam perancangan adalah 8 hingga 12 daun tetapi terkadang mencapai 16 daun untuk rasio diameter  $d1/d2$  yang cukup besar. Semakin sedikit jumlah daun maka akan menyebabkan *impeller* tidak mampu mencapai performa sesuai dengan karakteristik geometrinya, tetapi semakin banyak jumlah daun nya maka akan mengurangi jumlah aliran yang dihasilkan dan kerugian atau *losses* juga semakin besar (Yulianan & Santoso, 2009).

Pada perancangan kipas sentrifugal, terdapat pula perencanaan *scroll housing* termasuk di dalamnya. *Scroll housing* pada kipas sentrifugal berfungsi untuk mengumpulkan aliran udara yang meninggalkan *blade* menjadi satu aliran, sehingga dapat keluar dengan sudut yang tepat, atau secara mudah dapat dimengerti sebagai pengarah aliran udara sebelum udara bertekanan meninggalkan kipas. Untuk merancang *scroll housing* dapat menggunakan panduan dari buku *Fan Handbook* bagian 7.11 yaitu



Gambar 2.8 Perencanaan *scroll housing*  
(Sumber: Dokumen pribadi)

pengukuran bentuk *spiral* pada *scroll housing* dapat dihitung menggunakan rumus sebagai berikut

$$\begin{aligned} Rc1 &= 71,2\% \times D_2 \\ Rc2 &= 83,7\% \times D_2 \\ Rc3 &= 96,2\% \times D_2 \end{aligned} \quad (5)$$

selanjutnya dalam perancangan *scroll housing* pada penelitian kali ini, dilakukan perhitungan lebar dari *scroll housing* menurut buku *Fan Handbook* bagian 7.11 yaitu dengan rumus

$$w = 75\% \times D_2 \quad (6)$$

pada perhitungan *scroll housing*, diperlukan perhitungan tinggi dari *outlet scroll housing* menurut buku *Fan Handbook* bagian 7.11 didapatkan

$$Ho = 112\% \times D_2 \quad (7)$$

sedangkan untuk menentukan diameter daerah *input* dan diameter *scroll housing* berdasarkan buku *Fan Handbook* bagian 7.21, perencanaan dapat menggunakan rumus sebagai berikut:

$$D_1 = (0,65 - 0,8) \times D_2 \quad (8)$$

### 2.1.3.2 Thruster System

Untuk *hovercraft* amfibi alat propulsi yang biasa digunakan adalah *air propeller* atau *jet propulsion*. Sedang untuk *hovercraft* non amfibi biasanya digunakan *marine propeller* seperti yang digunakan pada kapal konvensional. Pada *hovercraft-hovercraft* amfibi ukuran besar banyak menggunakan sistem *air jet propulsion*, ini disebabkan karena penggunaan sistem tersebut lebih efisien untuk kebutuhan daya propulsi yang besar dan lebih tidak bising dibandingkan dengan *air propeller*. Sampai saat ini kebanyakan *hovercraft* amfibi menggunakan alat *propulsion air propeller* seperti pada pesawat terbang meskipun sebenarnya harga produksinya cukup mahal dan desainnya sulit. Sebuah *hovercraft* yang berjalan dengan kecepatan ( $v$ ) pada permukaan air akan menimbulkan gaya yang berlawanan arah berupa tahanan ( $R$ ) yang menghambat laju dari *hovercraft*. Beberapa komponen dari total tahanan yang terjadi pada *hovercraft* dengan menggunakan metode Froude adalah sebagai berikut.

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

Tahanan udara adalah gaya berlawanan dengan arah gaya gerak dari *hovercraft* yang dialami oleh bagian *hovercraft* yang berada diatas permukaan air termasuk bangunan atas akibat gerakan dari *hovercraft*. Melalui uji *wind tunnel* yang dilakukan ke beberapa jenis model *hovercraft* maka diperoleh rumus pendekatan untuk menentukan besarnya tahanan. Besarnya tahanan yang dihasilkan dipengaruhi oleh bentuk dari *hovercraft*, dan juga kecepatan. Pada *hovercraft* tahanan terbesar biasanya ada pada tahanan udara. Pada penelitian sebelumnya, disebutkan bahwa tahanan ini mempengaruhi 35% dari tahanan total. Hal ini terjadi karena *hovercraft* di rancang dengan kecepatan tinggi, dan tidak mempunyai tahanan terhadap air.

Untuk mengetahui seberapa besar tahanan ini, dapat dicari dengan rumus. Rumus nya adalah sebagai berikut:

$$R_a = C_a \times \frac{\rho_a}{2} \times S_a \times v^2 \quad (9)$$

Dimana:

$\rho_a$  = Massa jenis udara (1,2257 kg / m<sup>3</sup> )

$V$  = Kecepatan *hovercraft* (m /s)

$S_a$  = Luas permukaan *hull hovercraft* diatas air ( m<sup>2</sup> )

$C_a$  = Koefisien *aerodynamic profil drag* untuk *hovercraft* (0,4 – 0,6)

Tabel 2.1 Koefisien  $C_a$  untuk beberapa contoh model *hovercraft*

Item	Craft name	Craft type	$C_a$	Source of data
1	SR.N2	ACV	0.25	ADAO 22583
2	SR.N4	ACV	0.30	ADAO 22583
3	SR.N5	ACV	0.38	ADAO 22583
4	SKMR.1	ACV	0.398	AIAA 73-318
5	SK-5	ACV	0.28	AIAA 73-318
6	JEFF(B)	ACV	0.495	AIAA 73-318
7	<i>Voyageur</i>	ACV	0.75	AIAA 73-318
8	N500	ACV	0.30	AIAA 73-318
9	SES-100B	SES	0.32	ADAO 22583
10	Model 719	SES	0.63	Maric Report

(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

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

Tahanan ini dihasilkan dari distribusi tekanan akibat dari *hull* yang mengenai permukaan tempat *hovercraft* melayang. Newman dan Poole membuat sebuah perhitungan pendekatan untuk menghitung tahanan ini. Tahanan ini sangat besar dipengaruhi oleh tekanan pada bagian *skirt* dari *hovercraft*. sehingga dihasilkan rumus sebagai berikut:

$$R_w = C_w \times \left[ \frac{P_c^2 \times B_c}{(\rho_w \times g)} \right] \quad (10)$$

Dimana :

$P_c$  = Cushion pressure ( $N/m^2$ )

$B_c$  = Cushion beam (m)

$\rho_w$  = 1025 kg /  $m^3$

$g$  = 9,8066 m /  $s^2$

$C_w$  = Koefisien *wave-making drag*, untuk menentukan ( $C_w$ ) maka dilakukan pembacaan grafik dengan terlebih dahulu menghitung *Froude number* ( $Fr$ ) dengan rumus sebagai berikut :

$$Fr = \frac{v}{\sqrt{g \times l_c}} \quad (11)$$

Dimana :

$v$  = Kecepatan (m/s)

$g$  = Percepatan gravitasi (  $m/s^2$  )

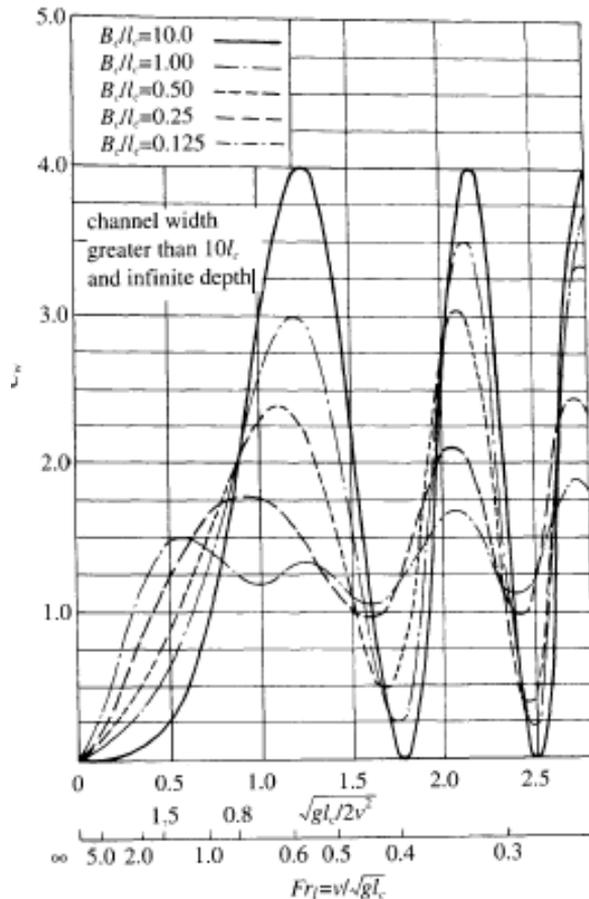
$l_c$  = Cushion length (m)

Dari perhitungan *froude number* dan perbandingan dari lebar dan panjang dari *hovercraft*, maka dapat dilakukan pembacaan koefisien *wave-making drag* dengan sebuah tabel dari buku L.Yun dan A.Bliault yang diperoleh dari beberapa hasil percobaan dan pengamatan.

Selain metode yang diberikan oleh Newman, ada beberapa metode lain yang dapat digunakan seperti MARIC, Bolshakov, Tatinclaux, Pada metode MARIC menggunakan metode Newman untuk mengestimasi

tahanan yang terjadi. Pada metode Bolkshakov dapat menghitung tahanan dengan persebaran yang seragam pada tekanan *cushion* dengan bagian depan berbentuk bulat dan berbentuk kotak pada bagian belakang. Selanjutnya Tatinclaux melanjutkan data tersebut dengan menghitung kemungkinan variasi kecepatan, tekanan *cushion*, serta bentuk.

Sehingga setiap metode mempunyai kelebihan dan kekurangannya masing-masing. Tetapi pada umumnya metode yang digunakan adalah metode awal yang dirumuskan oleh Newman karena cenderung lebih mudah untuk mengestimasi awal besaran dari *Air Cushion Wave-making Drag*.



Gambar 2.9 Tabel  $C_w$   
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

c. *Differential Air Momentum Drag from Leakage Under Bow/Stern Seal* atau Tahanan Trim ( $R_\alpha$ )

Tahanan ini dihasilkan akibat adanya udara yang keluar atau bocor dari bagian bawah *skirt* hal ini dapat mengakibatkan tahanan bertambah. Kebocoran ini dapat terjadi pada bagian depan/belakang (*bow/stern*) pada

*hovercraft*. Untuk mengetahui besaran tahanan ini dapat dihitung menggunakan rumus sebagai berikut:

$$R_{\alpha}'' = W \times \tan \psi^i \quad (12)$$

Dimana :

$W$  = Berat total *hovercraft* (N)

$\psi^i$  = Sudut antara permukaan *hovercraft* dengan permukaan gelombang( ° )

Untuk memperkecil tahanan yang terjadi akibat kebocoran tersebut dan untuk meningkatkan kecepatan dari *hovercraft*, nakhoda atau pengendara *hovercraft* akan meningkatkan jarak *stern seal*. Pada saat merancang ACV, perancang akan mengambil  $\alpha'' = 0,25-0,5^0$  dan untuk perancangan SES terkadang tahanan ini dapat diabaikan.

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

Dalam menjaga *hovercraft* dapat tetap melayang, maka diperlukan udara bertekanan yang secara terus menerus dimasukkan ke dalam bagian bawah dari *hovercraft* atau biasa disebut *plenum chamber*, untuk menggantikan udara bertekanan yang keluar melalui celah bawah *skirt*. Udara bertekanan tersebut akan bergerak cepat atau berakselerasi karena kecepatan dari *hovercraft*. Tahanan akibat dari perubahan momentum massa udara tersebut disebut dengan *Aerodynamic Momentum Drag* atau Tahanan Momentum, yang dapat diperoleh dari rumus sebagai berikut:

$$R_m = Q \times \rho_a \times v \quad (13)$$

Dimana :

$Q$  = Volume udara angkat ( $m^3 / s$ )

$v$  = Kecepatan *hovercraft* ( $m / s$ )

$\rho_a$  = Massa jenis udara ( $1,2257 \text{ kg} / m^3$ )

Pada tekanan ini variabel yang paling berpengaruh adalah volume udara angkat dan kecepatan dari *hovercraft* itu sendiri. Semakin besar atau banyak udara yang di masukan ke dalam bantalan udara, maka tahanan yang terjadi juga akan semakin besar. Dalam menghitung  $Q$  pada *hovercraft* yang menggunakan gas turbin, biasanya ditambahkan dengan debit udara masuk pada sistem *intake* gas turbin dan juga debit udara yang dibutuhkan dalam sistem pendinginan mesin.

e. *Skirt Drag* atau Tahanan *Skirt* ( $R_{sk}$ )

Tahanan ini dihasilkan dari gesekan antara *skirt* dengan permukaan tempat *hovercraft* melaju, tahanan ini dapat terjadi karena ada bagian-bagian pada *skirt* yang mengenai permukaan, sehingga menimbulkan tahanan yang cukup besar bagi *hovercraft*. Karena tahanan ini sangat sulit untuk dihitung, maka digunakan rumus dapat di estimasi dengan formula yang didapat dari

hasil pengalaman dalam merancang *hovercraft*. Tahanan tersebut dapat di estimasi dengan rumus sebagai berikut:

$$R_{sk} = R_{sk1} + R_{sk2} \quad (14)$$

$$R_{sk1} = C_{sk1} \times 10^{-6} \times \left(\frac{h}{l_j}\right)^{-0,34} \times l_j \times S_c^{0,5} \times q_w \quad (15)$$

$$R_{sk2} = C_{sk2} \times R_w \quad (16)$$

$$C_{sk2} = \left\{ \left[ 2,8167 \times \left(\frac{p_c}{l_c}\right)^{-0,259} \right] - 1 \right\} \quad (17)$$

Dimana :

$R_{sk1}$  = Wet drag of the skirt

$R_{sk2}$  = Wave-making drag due to the skirt

$R_w$  = Air cushion wave-making drag

$S_c$  = Luas cushion ( $m^2$ )

$q_w$  = Hydrodynamic head due to craft speed

$C_{sk1}$  = Koefisien hydrodynamic drag (2,5 – 3,5)

$C_{sk2}$  = Koefisien wave-making drag of the skirt

$h$  = Average clearance for air leakage (m)

f. Tahanan Total untuk *Hovercraft* ( $R_t$ )

Secara umum terdapat 3 metode yang dirangkum di buku L.Yun dan A. Bliault untuk menentukan tahanan total dari *hovercraft*. Ketiga metode tersebut dapat digunakan untuk menentukan besaran dari tahanan yang dialami *hovercraft* dan ketiga nya mempunyai kelemahan dan kelebihan nya masing-masing.

Pada penelitian kali ini metode yang digunakan adalah sebagai berikut:

$$R_t = K'_T \times (R_w + R_a + R_m + R_{sk} + R_{\alpha''}) \quad (18)$$

Dimana :

$R_t$  = Tahanan total

$K'_T$  = Koefisien perhitungan tahanan (1,0-1,1)

$R_w$  = Air cushion wave-making drag

$R_a$  = Aerodynamic Profile Drag atau Tahanan Udara

$R_m$  = Aerodynamic Momentum Drag atau Tahanan Momentum

$R_{sk}$  = Skirt Drag atau Tahanan Skirt

$R_{\alpha''}$  = Differential Air Momentum Drag from Leakage Under Bow/Stern Seal atau Tahanan Trim

Tabel 2.2 Metode untuk menghitung tahanan di ACV

Drag components	Method 1 Estimation	Method 2 Conversion from model tests	Method 3 Interpretative
Aerodynamic profile drag		$R_p = 0.5 \rho_a C_d S_a v^2$	
Aerodynamic momentum drag		$R_m = \rho_a Q v$	
Momentum drag due to differential leakage from bow and stern skirts		$R_o = C_o \rho_a^2 B_e h(\rho_a g)$	$C_o$ can be obtained from Figs 3.2 and 3.3
Wave-making drag	$R_w = W a^3$	$R_w$ is included in $R_i$	$R_w = W a^3$
Skirt drag or residual drag	$R_s = (0.5 - 0.7) (R_o + R_m + R_p + R_w)$	$R_i = (R_{in} - R_{out} - R_{out} - R_{out}) (W/W_m)$	$R_s = C_{sk} \times 10^{-6} (h/l)^{-0.34}$ $l_j q_w S_w^{0.5} + \{2.8167 (p_r/h_e)^{0.229} - 1\} R_o$ $C_{sk} = 1.35 + 0.112 P_e/h_e$
Total drag	$R_T = K_T (R_o + R_m + R_p + R_w)$ where $K_T = 1.5 - 1.7$	$R_T = R_o + R_m + R_p + R_s$	$R_T = K'_T (R_o + R_m + R_p + R_w + R'_s)$
Remarks	See Note 1	See Note 1	See Note 2

Note 1: In methods 1 and 3  $a^\circ$  denotes the angle between the inner water surface and the line linking the lower tips of bow and stern skirts.

Note 2: In method 3, normally  $K'_T = 1.15 - 1.25$ , but where a large amount of references and experimental data are available, then  $K'_T$  may be reduced to 1.0-1.1.

(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

## 2.2 Penentuan Air Propeller

Daya yang dihasilkan mesin penggerak akan diteruskan ke sebuah *propulsor* yang berfungsi untuk menggerakkan *hovercraft*. Pada penelitian kali ini jenis *propulsor* yang dipilih adalah *air propeller*. Untuk merancang *air propeller* pada penelitian ini, penulis menggunakan referensi berdasarkan buku Yun & Bliault untuk menentukan langkah-langkah dan cara untuk merancang atau menentukan *air propeller*. Langkah-langkah dalam merancang *air propeller* yaitu: menentukan diameter dari *air propeller* berdasarkan kecepatan *hovercraft* dan putaran dari *air propeller*, selanjutnya menentukan *blade chord air propeller*, setelah itu merancang *duct air propeller* sesuai dengan ketentuan dari buku tersebut.

Menurut Durgawale, *thrust fan* atau *air propeller* mempunyai manfaat untuk memberi gerakan maju pada *hovercraft* yang ditenagai dengan mesin penggerak. Tenaga yang dihasilkan oleh kipas tersebut dirancang untuk dapat melawan gaya yang terjadi pada *hovercraft*. Pada perancangan kipas dapat berupa 2 bilah kipas hingga maksimal 8-10 bilah pada ukuran standar kipas. Berdasarkan teori momentum untuk menentukan efisiensi *air propeller* maka harus ditentukan terlebih dahulu besar diameter, jumlah daun dan bentuk *air propeller* yang akan di desain.

Metode dalam merancang *air propeller* terus berkembang dari jaman ke jaman. Perkembangan tersebut berdasarkan percobaan dari *wind tunnel test*. Koefisien non-dimensional  $C_T$  (*thrust coefficient*),  $C_N$  (*power coefficient*),  $J$  (*advance ratio*) ditentukan berdasarkan eksperimen pada *wind tunnel*, berdasarkan sudut bilah pada *station* 70% dari tengah propeler diameter.



Gambar 2.10 *Air propeller* pada LCAC  
(Sumber: <https://en.wikipedia.org>)

Untuk karakteristik dari *air propeller* dipengaruhi oleh banyak hal, termasuk variasi diameter, jumlah daun, *activity factor*, dan *blade-integrated design lift coefficient*. Dari penelitian sebelumnya, dapat diketahui untuk mencari diameter dari *air propeller* menggunakan rumus sebagai berikut

$$D = \sqrt{(M_{tip}^2 - M) \times \frac{a^2}{\pi^2 \times n^2}} \quad (19)$$

Selanjutnya setelah mengetahui diameter dari *air propeller*, maka dilakukan perhitungan terhadap *blade chord air propeller* yang dipengaruhi oleh *activity factor* yang pada *air propeller* untuk *hovercraft* biasanya mempunyai nilai 100-150, maka untuk mencari *blade chord air propeller* dengan rumus

$$AF = \frac{10^5}{D^5} \int_{r=0,1D}^{r=0,5D} c r^3 dr \quad (20)$$

Pada perhitungan *blade chord air propeller* pada *air propeller* yang akan digunakan pada penelitian kali ini, faktor yang paling berpengaruh adalah diameter dari *air propeller* yang akan digunakan di *hovercraft* ini. Pada penentuan *activity factor* yang akan digunakan, bergantung pada kebiasaan dan perancangan sebelumnya, dan juga pengalaman pada saat perancangan *hovercraft* sebelumnya,



Gambar 2.11 *Air propeller* dengan jumlah 8 blade  
(Sumber: <http://www.abs-hovercraft.com>)

a. Penentuan *Duct Air Propeller*

Tujuan utama dalam pemasangan *ducted air propeller* adalah untuk mengurangi diameter sehingga dapat mengurangi tingkat kebisingan dan dapat meningkatkan gaya dorong yang lebih lagi. Tetapi sebagai konsekuensi dari instalasi tersebut adalah berat dari *ducted air propeller* tersebut. Walaupun berat dari *ducted* tersebut tidak terlalu mempengaruhi operasional dari *hovercraft*. Idealnya dalam merancang *ducted propeller* harus sekecil mungkin sehingga mengurangi beban-nya.

Menurut buku L. Yun dan A. Bliault pada halaman 518, menjelaskan metode untuk merancang *ducted air propeller*. Dalam perancangannya terdiri dari beberapa tahap yaitu: Mencari diameter dari *ducted*, kemudian mencari *chord line aerofoil* yang dipengaruhi oleh besarnya diameter dari *air propeller*, Selanjutnya menentukan profil yang digunakan atau dijadikan pedoman dalam perancangan.



Gambar 2.12 *Hovercraft* menggunakan *ducted air propeller*  
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

Rumus yang digunakan dalam perancangan *ducted air propeller* seperti yang tertulis pada buku, yaitu sebagai berikut:

Untuk diameter dari *duct* besarnya 10%-15% dari diameter *air propeller*, dengan sudut masuk atau kemiringan *aerofoil* sebesar  $5^{\circ}$ - $10^{\circ}$ , dan untuk mencari *chord line aerofoil* menggunakan rumus 0,4-0,6 dari diameter *air propeller*.

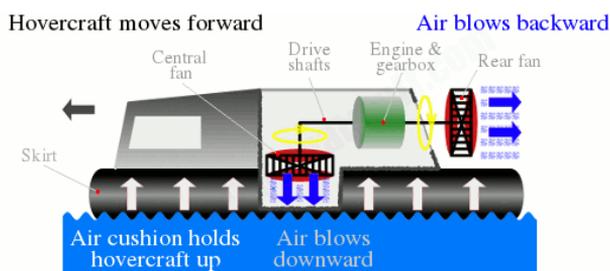
## 2.3 Sistem Penggerak di *Hovercraft*

Sistem penggerak pada *hovercraft* terdiri dari 2 hal yaitu *lifting system* dan *thrusting system*. Kedua sistem tersebut menghasilkan 2 konfigurasi susunan mesin penggerak yaitu *combined* dan *separated*. Menurut Claire Soares perbandingan yang dibutuhkan untuk sistem propulsi dan untuk sistem *lifting* adalah berada di antara 5:1 dan 10:1.

### 2.3.1. *Combined lifting and thrusting system*

Pada sistem ini minimal satu mesin penggerak akan beroperasi untuk menggerakkan sistem angkat (*lifting system*) dan sistem pendorong (*thrusting system*) pengaturan kecepatan sistem pendorong dengan mengatur *pitch* dari propeler. Sistem ini telah digunakan pada jenis *hovercraft* SRN4 Mk2, penggunaan sistem ini diterapkan karena integrasi *lift* dan *thruster* sistem akan menyebabkan penghematan tenaga, karena rasio *gear* serta kipas dan propeler adalah tetap, maka pembagian daya antara propeler dan kipas dapat diubah dengan cara mengubah sudut propeler.

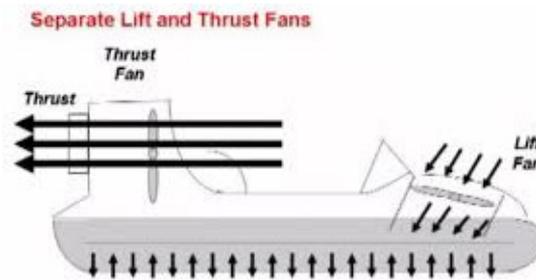
Selain itu, penggunaan *combined system* ini juga dapat disebabkan karena mendapatkan rekomendasi dari *engine maker* dikarenakan tidak semua mesin dapat digunakan untuk sistem *thruster* dan *lifter hovercraft*. Selanjutnya penggunaan sistem ini dikatakan lebih efektif dibandingkan dengan menggunakan 2 mesin, hal ini dikarenakan dengan menggunakan 1 mesin akan menghemat penggunaan bahan bakar dan menambah *payload* yang dapat diangkut oleh *hovercraft*.



Gambar 2.13 *Combined lifting and thrusting system*  
(Sumber: <https://explainthatstuff.com>)

### 2.3.2. *Separated lifting and thrusting system*

Berbeda dengan sebelumnya, pada sistem ini minimal dua mesin penggerak akan beroperasi untuk menggerakkan sistem angkat (*lifting system*) dan sistem pendorong (*thrusting system*) sehingga untuk mengatur kecepatan udara yang masuk untuk mengangkat dan udara yang udara untuk mendorong dapat diatur di masing-masing mesin penggerak. Penggunaan sistem ini mempunyai beberapa kelebihan, salah satunya adalah untuk *hovercraft* berkapasitas besar dan menggunakan *diesel engine* karena semakin besar daya yang dibutuhkan maka akan semakin besar pula dimensi dan berat dari mesin tersebut jika dibandingkan dengan pemisahan mesin penggerak tersebut kemudian kelebihan lainnya adalah, dengan dipisah nya mesin penggerak untuk sistem *thruster* dan *lifter* maka pengaturan kebutuhan daya dan kecepatan antara *thruster* dan *lifter* akan lebih mudah diatur.



Gambar 2.14 *Separated lifting and thrusting system*  
(Sumber: <http://spectralvault.ie/>)

## 2.4 Karakteristik Gas Turbin

Cara kerja mesin ini adalah dengan cara, mengompresi udara yang disedot oleh *compressor*, kemudian udara ini akan memasuki *combustion chamber* atau *combuster*, dimana disini udara bertekanan tadi akan dipanaskan hingga suhu tertentu, kemudian udara panas dan bertekanan tadi di ekspansi di sisi turbin, yang digunakan untuk menggerakkan sudu-sudu turbin, sehingga dapat menghasilkan putaran yang kemudian dimanfaatkan untuk menggerakkan sistem penggerak.

Menurut buku Yun & Bliault, gas turbin sederhana dengan *free power turbine* dapat mencapai konsumsi bahan bakar terendah sebesar 0,25 kg/kWh untuk pengoperasian daya yang dirancang jika kompresi rasio nya adalah 16:1, Tetapi pada *marine gas turbine* biasanya beroperasi di 9-12:1 dan mempunyai konsumsi bahan bakar antara 0,3 hingga 0,5 kg/kWh.

Pada kendaraan *hovercraft* membutuhkan mesin penggerak yang dapat menghasilkan daya yang cukup besar untuk menghasilkan daya dorong dan juga daya untuk mengangkat. Maka itu dibutuhkan mesin penggerak yang cukup ringan tetapi mampu menghasilkan daya yang cukup untuk pengoperasian dari kendaraan ini. Selain itu optimalisasi dari ruang yang tersedia pada *hovercraft* merupakan tantangan sendiri pada pembuatan

*hovercraft*. Salah satu opsi yang dapat digunakan untuk menjawab tantangan tersebut adalah menggunakan gas turbin sebagai mesin penggerak pada *hovercraft*.



Gambar 2.15 *Marine Gas Turbine*  
(Sumber: *Vericor project guide*)

Karakter dari gas turbin jika dibandingkan dengan mesin diesel pada umumnya dengan daya yang sama adalah lebih ringan, lebih *compact*, serta menghasilkan emisi  $\text{NO}_x$  lebih rendah. Selain itu karena putaran yang cepat dari gas turbin maka penggunaan generator tidak sebesar pada diesel (Armellini, 2018). Selain itu gas turbin sering digunakan pada kapal militer dikarenakan tidak menghasilkan suara bising dibandingkan dengan mesin diesel, dan tidak memerlukan *warm-up time*. Bahkan beberapa tipe gas turbin dapat langsung beroperasi pada daya maksimal dalam jangka waktu 30 detik. (Kayadelen & Ust, 2013).

Menurut buku dari L.Yun dan A. Bliault disebutkan bahwa penggunaan mesin *diesel* atau juga gas turbin sebagian besar mengharuskan *gearbox* dalam proses instalasi nya. Pemasangan *gearbox* tentu akan menambah beban atau berat pada *hovercraft*. Untuk pedoman awal perancangan *hovercraft* terdapat tabel panduan yang didapat dari beberapa data dan hasil pengalaman perancangan sebelumnya. Selain hal itu penyumbang berat utama dalam sebuah sistem propulsi adalah berat dari bahan bakar itu sendiri. Berat bahan bakar dipengaruhi oleh tipe bahan bakar yang digunakan dan juga berapa lama mesin tersebut digunakan. Untuk tahap perancangan awal terdapat pula tabel panduan untuk mengestimasi berat tersebut yang didapatkan dari pengalaman perancangan sebelumnya.

Tabel 2.3 Perkiraan komsumsi bahan bakar

Engine type	RPM range	Fuel consumption $C_f$ (lb/shp.hr)	Consumption (kg/kWhr)
Medium speed diesel	750–1500	0.34	0.21
High speed diesel	1500–4000	0.35	0.22
Air cooled high speed diesel	1500–4000	0.38	0.23
Aerospace gas turbine	10 000–30 000	0.6–0.25	0.36–0.15
Marine gas turbine	10 000–30 000	0.5–0.2	0.3–0.15
Industrial gas turbine	10 000–30 000	0.5–0.3	0.3–0.18

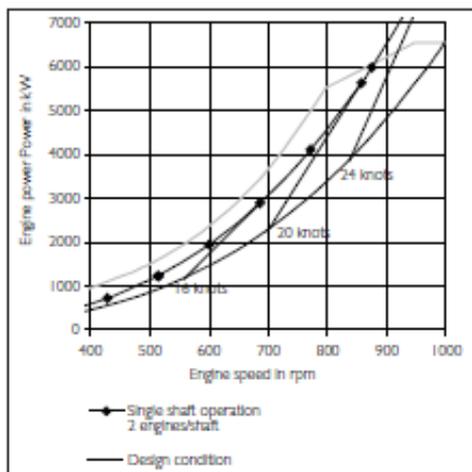
(Sumber: Yun & Bliault, 2000)

Pada tabel diatas dapat terlihat bahwa komsumsi bahan bakar terbesar ketika *hovercraft* menggunakan *aerospace gas turbine* sebagai mesin penggerak utama, ketika menggunakan diesel maka komsumsi bahan bakarnya diperkirakan 0,21-0,23 kg/kWhr, sedangkan ketika menggunakan *marine* gas turbin maka komsumsi bahan bakarnya menjadi 0,3-0,15 kg/kWhr. Tetapi tabel tersebut hanya merupakan pendekatan awal untuk mengetahui kira-kira komsumsi bahan bakar yang akan digunakan.

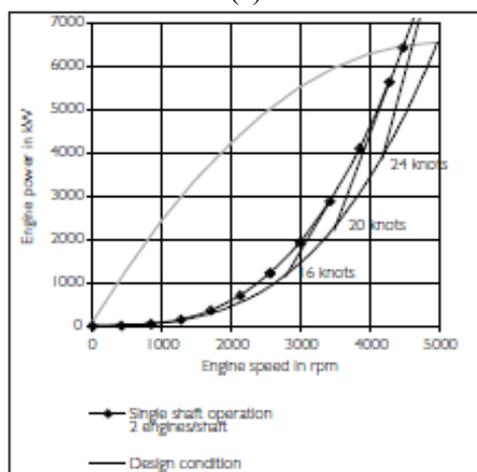
## 2.5 Engine Propeller Matching (EPM)

Secara proses ini adalah metode untuk dapat membuktikan atau melihat bagaimana karakteristik beban propeler dapat dipikul oleh motor penggerak utama untuk menjalankan *hovercraft* pada kecepatan yang sudah ditentukan. Pada proses *engine propeller matching* terdapat sebuah istilah yaitu *matching point*, pada titik ini operasi dari putaran motor penggerak sedemikian hingga tepat dengan karakter dari *air propeller*. Kondisi ini juga dapat mencerminkan dimana daya yang diserap oleh propeler sama dengan daya yang diproduksi oleh mesin penggerak, sehingga menghasilkan kecepatan yang mendekati (sama persis) dengan yang seharusnya.

Titik penentuan operasi *air propeller* dan karakteristik dari mesin penggerak sangat krusial dalam merancang sebuah sistem propulsi, karena jika terjadi ke tidak cocokkan maka pada saat pengoperasian *hovercraft* akan terjadi sebuah masalah, *hovercraft* tidak akan mencapai kecepatan yang direncanakan atau bahkan akan mengakibatkan kelebihan komsumsi dari bahan bakar itu sendiri. Pemilihan karakteristik dari mesin penggerak utama sangat berpengaruh pada proses ini, serta mendapatkan keselarasan kerja mesin penggerak pada *hovercraft* dan *propeller* untuk mencapai efisiensi dan laju yang diperlukan dalam operasionalnya, dengan mendapatkan keselarasan tersebut diharapkan juga dapat menekan biaya operasional nya. Tetapi walaupun begitu, penyelesaian *engine propeller matching* tidak hanya dilihat dari sudut pandang mesin atau *air propeller* saja, tetapi keduanya merupakan masalah yang saling terintegrasi (Yudo, 2007).



(a)



(b)

Gambar 2.16 Contoh hasil dari *EPM*  
 (a) *EPM* di mesin diesel dan (b) *EPM* di gas turbin  
 (Sumber: *Stapersma & Woud, 2005*)

Pada contoh gambar diatas dapat terlihat bahwa dalam melakukan *engine propeller matching*, baik pada mesin diesel maupun gas turbin proses yang dilakukan adalah sama yaitu mencari titik optimal atau titik dimana karakter dari mesin penggerak sesuai dengan karakter dari *propeller*. Dapat terlihat pula bahwa karakteristik dari gas turbin berbeda dengan mesin diesel, hal itu dikarenakan gas turbin merupakan *free power turbine* dan mempunyai *range* operasional yang lebih luas dibandingkan dengan mesin diesel. (Stapersma & Woud, 2005)

Dalam melakukan proses *engine propeller matching* dapat melalui berbagai cara seperti melakukan *ploting* terhadap daya dan kecepatan putarannya, atau dengan menggunakan *software* (Paska, Hadi, & Kiryanto, 2016). Dari semua proses yang dilakukan mempunyai tujuan yang sama yaitu mencari titik optimal. Salah satu kriteria dalam *engine propeller matching* adalah grafik karakteristik *propeller* yang berada dalam *engine envelope* dan pada saat kecepatan *service* sesuai dengan keadaan *service* dari *propeller*. Jika pada saat *EPM* tidak menemui kecocokan karakteristik antara *main engine* dan *propeller* maka dapat dilakukan pemilihan ulang terhadap *main engine* maupun *propeller*.

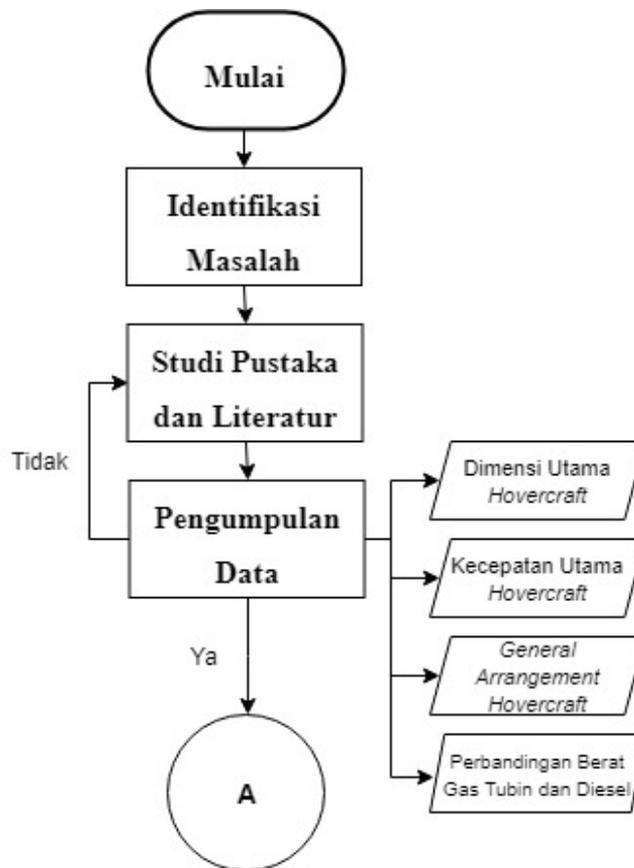
Pada saat melakukan *engine propeller matching* terdapat beberapa hal yang menjadi kendala atau menjadi kesulitan pada saat proses nya. Menurut D Stapersma dan HK Woud ada beberapa kesulitan dalam melakukan *EPM*, dan agar dapat mencocokkan mesin dengan *propeller* ada 3 kriteria yang harus dilakukan yaitu:

- Mesin dapat bekerja pada daya maksimal saat kondisi yang dirancang atau direncanakan
- Sistem propulsi dapat memberikan daya yang dapat memenuhi semua kondisi baik yang sudah direncanakan atau yang tidak terduga, seperti memenuhi kecepatan yang dibutuhkan atau gaya dorong yang dibutuhkan tanpa melebihi *operational envelope* mesin tersebut
- Operasi dari sistem pendorong dicari titik optimasinya tergantung dari konsumsi bahan bakar

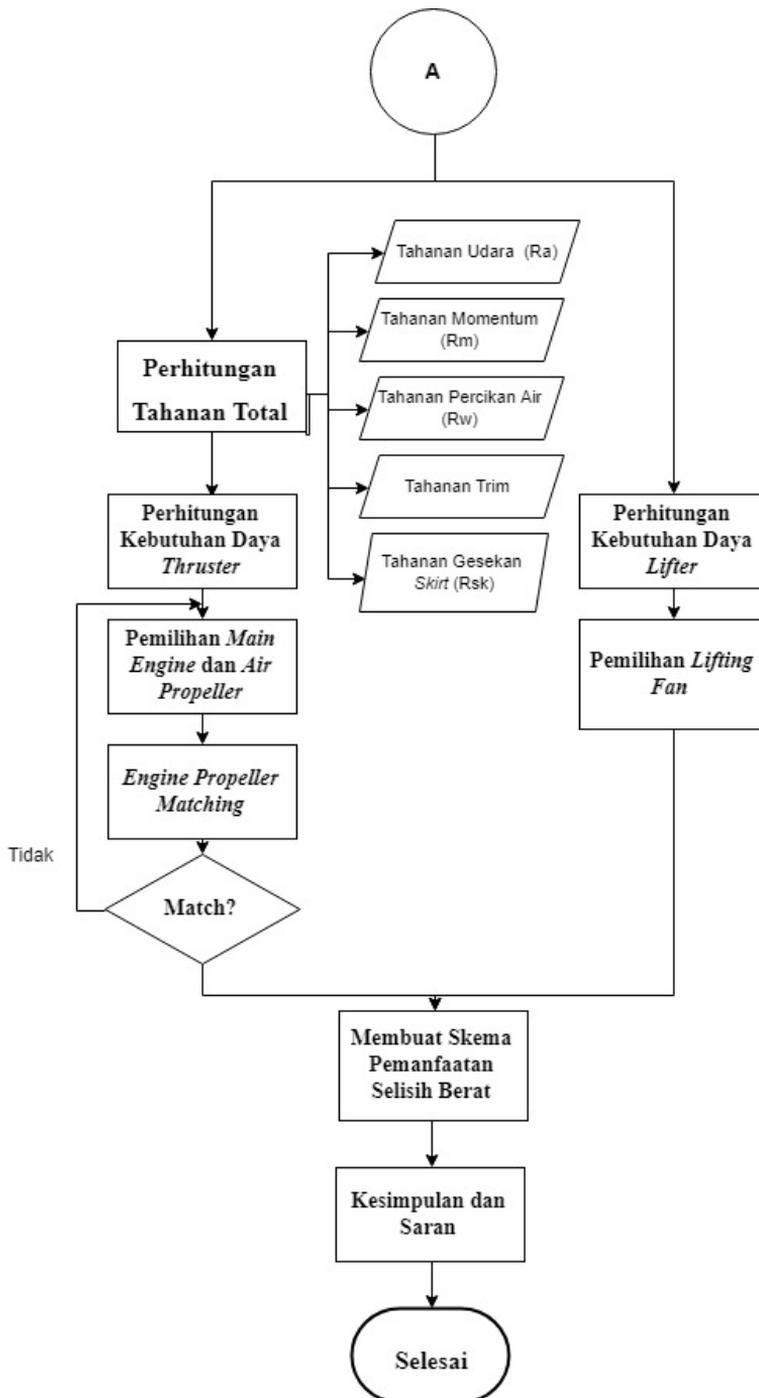
Kriteria tersebut haruslah dipenuhi agar dalam melakukan *engine propeller matching*, karakteristik *air propeller* dan gas turbin dapat bertemu sehingga memberikan daya dorong yang sesuai dengan perencanaan diawal.

### BAB III METODE PENELITIAN

Metode yang digunakan pada pengerjaan tugas akhir ini adalah metode perancangan dengan parameter desain berdasarkan pada penelitian-penelitian sebelumnya. Selanjutnya dilakukan perhitungan dengan variabel yang akan digunakan pada penelitian ini. Hasil perhitungan dijadikan pertimbangan dalam menentukan desain propulsi dan *hovercraft* yang optimal. Setelah itu, dilakukan pembahasan. Langkah-langkah pelaksanaan dapat dilihat pada *flow chart* berikut ini.



Gambar 3.1 *Flowchart* tugas akhir



Gambar 3.2 Flowchart tugas akhir (2)

### 3.1. Identifikasi Masalah

Masalah atau topik yang akan dibahas diformulasikan atau dirumuskan pada tahap ini. Pada penelitian ini, masalah yang akan dibahas adalah perancangan *hovercraft* dengan menggunakan gas turbin sebagai penggerak kombinasi pada sistem *lifter* dan *thruster*.

### 3.2. Studi Pustaka dan Literatur

Dilaksanakan di awal penelitian dengan tujuan untuk memperoleh dasar-dasar teori dan berbagai informasi yang berhubungan dengan penelitian yang akan dilakukan. Sumber-sumber bahan referensi ini dapat dicari melalui jurnal, buku, *paper*, *ebook*, dan tugas akhir yang telah dilakukan sebelumnya di Departemen Teknik Sistem Perkapalan akan di ulas ulang. Beberapa poin yang harus kita cari sebagai dasar pengerjaan tugas akhir ini antara lain: parameter utama untuk desain *hovercraft*, teori dan langkah-langkah perhitungan sistem *thruster* dan *lifter*, teori dan perhitungan *fan*, teori dan langkah-langkah pemilihan gas turbin, *air propeller*, dan serta pembuatan skema pemanfaatan selisih berat.

### 3.3. Pengumpulan Data

Setelah mengetahui langkah-langkah untuk merancang desain *hovercraft* maka selanjutnya adalah mencari data-data yang diperlukan dalam melakukan tugas akhir ini. Data dapat diperoleh dari studi lapangan maupun tugas akhir yang sudah pernah dilakukan sebelumnya, pada tugas akhir kali ini menggunakan data-data dari tugas akhir sebelumnya. Data-data yang diperlukan dalam pengerjaan tugas akhir ini adalah: panjang *hovercraft*, lebar *hovercraft*, tinggi dari *hovercraft*, desain dari badan *hovercraft*, kecepatan dari *hovercraft* dan kapasitas yang direncanakan. Sehingga dari data-data tersebut peneliti dapat melakukan perhitungan tahanan pada *hovercraft* dan dapat mengetahui daya yang dibutuhkan sistem propulsi di *hovercraft* yang akan dirancang. Data awal dari *hovercraft* yang dirancang di dalam penelitian ini mempunyai panjang 11x22 meter. Selain itu dalam pengumpulan data diperlukan pula rencana umum atau *general arrangement* untuk mengetahui bagaimana bentuk dari *hovercraft* yang akan dijadikan bahan penelitian.

### 3.4. Perhitungan Kebutuhan Daya *Lifter*

Dalam pengoperasian *hovercraft* terdapat beberapa tahap, salah satunya adalah tahap pengangkatan *hovercraft* dari permukaan. Untuk dapat terjadinya tahapan tersebut diperlukan adanya daya untuk memutar *fan* sehingga udara dapat masuk kedalam *plenum chamber* dan mengangkat *hovercraft*, daya tersebut disebut daya *lifting*. Komponen utama dalam perhitungan daya ini adalah kebutuhan debit udara angkat dan juga tekanan total *fan*.

Penentuan debit udara angkat ditentukan dari beberapa faktor, faktor yang menentukan antara lain adalah koefisien dari aliran udara tersebut, tekanan dari *cushion*, dan juga massa jenis dari udara yang menjadi *input* untuk menentukan debit atau banyaknya aliran udara untuk mengangkat *hovercraft*. Setelah itu tekanan total *fan* sangat dipengaruhi oleh *pressure coefficient*, massa jenis udara, dan yang terakhir adalah *circular velocity of the fan impeller*. Ketiga hal ini merupakan *input* dari perhitungan pada langkah untuk menentukan kebutuhan daya pada sistem *lifter*.

### 3.5. Pemilihan *Lifting Fan*

Pada tahap ini dilakukan perhitungan dan penentuan salah satu pendukung dari sistem *lifting* yang telah dihitung sebelumnya. Setelah mengetahui berapa tekanan dan debit udara yang dibutuhkan untuk mengoperasikan *hovercraft*, langkah selanjutnya adalah menentukan spesifikasi dari *fan* yang dibutuhkan. Dalam menentukan *lifting fan* maka diperlukan beberapa data yang didapatkan dari pengumpulan data dan perhitungan sebelumnya. Dalam menentukan *fan* untuk sistem *lifter*, maka pertama-tama akan dilakukan penentuan diameter dari *impeller fan*. Kemudian setelah mengetahui diameter dari *impeller*, maka dilakukan perhitungan luas dari *impeller* tersebut. Setelah itu diperlukan pula perancangan dari *casing fan* tersebut, dengan pertama-tama menghitung diameter pada *input*. Terakhir setelah diketahui spesifikasi *fan* yang akan dirancang dan diameter *input* maka selanjutnya dilakukan perancangan *scroll housing*

### 3.6. Perhitungan Tahanan Total

Data yang telah diperoleh sebelumnya akan dijadikan sebagai dasar dalam melakukan perhitungan tahanan yang terjadi pada *hovercraft* yaitu *Aerodynamic Momentum Drag* atau Tahanan Momentum ( $R_m$ ), *Wave Making Drag* atau Tahanan Percikan Air ( $R_w$ ), *Differential Air Momentum Drag from Leakage Under Bow/Stern seal* atau Tahanan Trim ( $R_{\alpha}$ ), *Skirt Drag* atau Tahanan Gesekan *Skirt* ( $R_{sk}$ ), dan *aerodynamic profile drag* atau tahanan udara ( $R_a$ ). Kelima tahanan tersebut ditentukan dari bagaimana bentuk dari *hovercraft* dan pengoperasiannya. Perhitungan tahanan tersebut di dapatkan dari buku Yun & Bliault metode yang ke 3 sehingga nantinya pada penelitian ini akan didapatkan tahanan yang dapat dijadikan acuan untuk perhitungan daya *thruster*.

### 3.7. Perhitungan Daya *Thruster*

Setelah mengetahui besaran tahanan yang dialami *hovercraft* saat beroperasi, maka langkah selanjutnya yang dilakukan pada penelitian kali ini adalah menghitung besaran daya pada sistem *thruster*. Dalam menghitung besaran daya yang dibutuhkan, diperlukan data mengenai tahanan dan juga kecepatan dari *hovercraft*. Setelah didapatkan daya *thruster* selanjutnya

dibagi dengan efisiensi dari *air propeller*, sehingga akan didapatkan daya yang dibutuhkan untuk menjalankan sistem *thruster*.

### **3.8. Pemilihan Main Engine dan Air Propeller**

Pada penelitian kali ini, *main engine* yang akan digunakan adalah gas turbin yang berjumlah 2 buah, 1 pada sisi *portside* dan 1 lagi pada sisi *starboard*. Dalam menentukan besarnya daya *main engine* maka kedua buah daya pada sistem *hovercraft* yaitu daya sistem *lifter* dan juga daya pada sistem *thruster* akan dijumlahkan dan dikalikan dengan *engine margin* maka akan diketahui berapakah besaran daya yang dibutuhkan. Setelah diketahui tipe dan daya gas turbin yang dibutuhkan maka selanjutnya dilakukan pemilihan *air propeller* yang sesuai dengan putaran gas turbin tersebut

### **3.9. Engine Propeller Matching**

Tahapan selanjutnya adalah melakukan pencocokan dari karakteristik gas turbin tersebut dengan karakteristik dari *air propeller* yang akan digunakan. Data mengenai karakteristik gas turbin akan didapatkan langsung dari *maker* gas turbin tersebut atau *engine catalogue* yang menyediakan data-data yang dibutuhkan. Jika karakteristik dari gas turbin dan juga *air propeller* sudah sesuai maka penelitian dapat dilanjutkan ke tahap berikutnya, tetapi jika karakteristik dari *air propeller* dan gas turbin tidak sesuai maka dapat dilakukan pemilihan gas turbin atau *air propeller* kembali, dan kembali melakukan pencocokan seperti tahap sebelumnya.

### **3.10. Membuat Skema Pemanfaatan Selisih Berat**

Penggunaan gas turbin sebagai mesin penggerak akan menimbulkan keuntungan, yaitu berat gas turbin yang lebih ringan jika dibandingkan dengan penggunaan mesin diesel sebagai mesin penggerak, perbedaan berat ini dapat dimanfaatkan dengan menambah kecepatan operasi dari *hovercraft* akibat beban yang ditanggung lebih ringan atau menambah *payload* dari *hovercraft*.

### **3.11. Kesimpulan dan Saran**

Seluruh proses penelitian telah selesai, pada tahap terakhir ini akan ditarik kesimpulan dari hasil penelitian ini untuk menjawab tujuan dari penelitian. Sehingga dari kesimpulan tersebut dapat dijadikan acuan untuk penelitian lebih lanjut. Terakhir penulis akan memberikan saran pada penelitian kali ini mengenai kekurangan serta rekomendasi agar berguna bagi penelitian selanjutnya dan pengembangan *hovercraft* agar lebih maksimal.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BAB IV ANALISA DATA

### 4.1 Data Hovercraft

Sebelum melakukan perhitungan, terlebih dahulu melakukan pencarian dan pengumpulan data mengenai *hovercraft* yang akan digunakan untuk perhitungan penelitian kali ini.

#### 4.1.1. Data Utama Hovercraft

<i>Length over all</i>	=	22	m
<i>Breadth</i>	=	11	m
<i>Height (on cushion, inc mast)</i>	=	7	m
<i>Skirt Height</i>	=	1,2	m
<i>Max. all-up weight</i>	=	48	tons
<i>Payload</i>	=	15	tons
<i>Max. speed (calm water)</i>	=	35	knots
<i>Crew</i>	=	8	person
<i>Air Clearance</i>	=	0,3	m

Pada penelitian kali ini *hovercraft* yang digunakan mempunyai panjang 22meter dan mempunyai lebar 11 meter, pada perancangan sebelumnya *hovercraft* ini mempunyai *payload* sebesar 15 ton dan menggunakan mesin diesel sebagai mesin penggerak untuk sistem *thruster* maupun sistem *lifter*.

### 4.2 Kebutuhan Daya untuk Sistem Lifter

Daya yang dibutuhkan pada sistem *lifter hovercraft* kali ini didapatkan dari pengolahan data utama *hovercraft* dengan rumus yang diperoleh dari buku Yun & Bliault, sehingga akan didapatkan kebutuhan daya untuk sistem *lifter*

#### 4.2.1. Menentukan Cushion Pressure ( $P_c$ )

$$P_c = \frac{W}{S_c} \quad (21)$$

Dimana=

$$\begin{aligned} W &= \text{berat total } hovercraft \text{ (N)} \\ &= \text{max. all-up weight} \times \text{gravitasi} \\ &= 48000 \times 9,8066 \\ &= 470717 \text{ N} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} S_c &= \text{Luas } cushion \text{ pressure (m}^2\text{)} \\ &= 177,46 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Maka besaran dari *cushion pressure* nya adalah :

$$\begin{aligned} P_c &= 470717 / 177,46 \\ &= 2652,55 \text{ N/m}^2 \\ &= 2652,55 \text{ Pa} \end{aligned}$$

#### 4.2.2. Menghitung Volume Udara Angkat (Q)

$$\bar{Q} = \frac{Q}{S_c \left( \frac{2P_c}{\rho_a} \right)^{0,5}}$$

Dimana =

$$\begin{aligned} \bar{Q} &= \text{Koefisien aliran (0,015-0,03)} \\ S_c &= \text{Luas } \textit{cushion pressure} \text{ (m}^2\text{)} \\ P_c &= \text{Tekanan } \textit{cushion} \text{ (N/m}^2\text{)} \\ \rho_a &= \text{Massa jenis udara (N s}^2\text{/m}^2\text{) atau (kg/m}^3\text{)} \\ &= 1,165 \text{ kg/m}^3 \end{aligned}$$

Dari keterangan di atas yang diperoleh dari buku Yun & Bliault pada halaman 407, maka diperoleh besaran volume udara angkat sebesar

$$\begin{aligned} Q &= 0,015 \times 177,46 \times \left( \frac{2 \times 2652,55}{1,165} \right)^{0,5} \\ &= 179,63 \text{ m}^3/\text{s} \end{aligned}$$

#### 4.2.3. Menghitung Tekanan Total Fan (H)

Tekanan total *fan* yang diperlukan untuk sistem *lifter* didapatkan dari rumus yang diperoleh dari buku Yun & Bliault halaman 428, maka diperoleh tekanan *fan* pada sistem *lifter* sebesar

$$\bar{H} = \frac{H}{\rho_a \times u_2^2}$$

Dimana =

$$\begin{aligned} \bar{H} &= \textit{Pressure coefficient} \\ &= \text{Dihitung berdasarkan buku Yun & Bliault hal 436, diambil faktor } N_s \text{ 2,5 karena menggunakan } \textit{centrifugal fan} \\ \bar{H} &= 0,6753 \\ \rho_a &= \text{Massa jenis udara (N s}^2\text{/m}^2\text{) atau (kg/m}^3\text{)} \\ &= 1,165 \text{ kg/m}^3 \\ U_2 &= \textit{Circular velocity of the fan impeller} \text{ (80} < U_2 < 110 \text{ m/s)} \\ &= 95 \text{ m/s} \\ H &= 0,6753 \times 1,165 \times (95)^2 \\ &= 7100,4 \text{ N/m}^2 \end{aligned}$$

#### 4.2.4. Menghitung Daya untuk Sistem *Lifter* ( $N_{el}$ )

Untuk dapat membuat *hovercraft* melayang, maka dibutuhkan mesin untuk menggerakkan *fan*, dengan daya sesuai dengan perhitungan dari buku Yun & Bliault halaman 412, yaitu

$$N_{el} = \frac{H_j \times Q_i}{(1000 \times \eta_F \times \eta_m)}$$

Dimana=

$H$  = Tekanan total *fan* ( $N/m^2$ )

$Q$  = Debit udara pada *fan* ( $m^3/s$ )

$\eta_F$  = Efisiensi pada *fan*  
= 0,95

$\eta_m$  = Efisiensi pada transmisi  
= 0,98

$$\begin{aligned} N_{el} &= \frac{7100,4 \times 179,63}{1000 \times 0,95 \times 0,98} \\ &= 1369,97 \text{ kW} \\ &= 1369,97 \times 1,341 \\ &= 1837,1 \text{ Hp} \end{aligned}$$

Dikarenakan pada penelitian kali ini direncanakan menggunakan 2 buah *lifting fan* pada sisi *portside* dan *starboard*, maka pada 1 sisi membutuhkan daya sebesar:

$$\begin{aligned} N_{el} &= 1837,1 : 2 \\ &= 918,55 \text{ Hp} \end{aligned}$$

Setelah itu pada perancangan awal, daya hasil perhitungan tersebut ditambahkan dengan *engine margin* sebesar 15%, maka daya sebenarnya yang dibutuhkan dari sistem *lifter* pada 1 sisi menjadi:

$$\begin{aligned} N_{el} &= 918,55 \times 115\% \\ &= 1056,33 \text{ Hp} \end{aligned}$$

### 4.3 *Fan untuk Lifter*

Pada sistem *lifter* dibutuhkan *fan* untuk menghasilkan tekanan yang akan membuat *hovercraft* terangkat. Dalam penelitian ini *fan* yang digunakan dirancang menggunakan panduan dari buku Yun & Bliault.

#### 4.3.1. Penentuan Diameter *Impeller* ( $D_2$ )

$$D_2 = \frac{U_2 \times 60}{\pi \times n} \quad (22)$$

Dimana=

$U_2$  = *Circular velocity of the fan impeller* ( $80 < U_2 < 110 \text{ m/s}$ )  
= 95 m/s

$n$  = Putaran *fan* (rpm)

$$\begin{aligned}
 &= 1600 \text{ rpm} \\
 D_2 &= \frac{95 \times 60}{3,14 \times 1600} \\
 &= 1,1346 \text{ meter} \\
 &= 1,2 \text{ meter}
 \end{aligned}$$

#### 4.3.2. Penentuan Luas dari *fan impeller disc* (F)

$$F = \frac{\pi}{4 \times D_2^2} \quad (23)$$

Dimana =

$D_2$  = Diameter *impeller*

$$\begin{aligned}
 F &= \frac{3,14}{4 \times 1,2^2} \\
 &= 0,5451 \text{ m}^2
 \end{aligned}$$

#### 4.3.3. Diameter *impeller* daerah *input* ( $D_1$ )

Pada sistem *lifter* diperlukan *fan centrifugal* untuk mendistribusikan udara secara merata. Pada penelitian kali ini *fan centrifugal* dirancang menggunakan buku *Fan Handbook* bab 7.

$$D_1 = (0,65 - 0,8) \times D_2$$

Dimana =

$D_2$  = Diameter *impeller*

$$\begin{aligned}
 D_1 &= 0,65 \times 1,2 \\
 &= 0,78 \text{ m} \\
 &= 0,8 \text{ m}
 \end{aligned}$$

#### 4.3.4. Lebar daun *impeller* (b)

Pada penelitian kali ini, lebar daun *impeller* dirancang menggunakan buku *Fan Handbook* bab 7.9, maka

$$b = 0,46 \times D_1$$

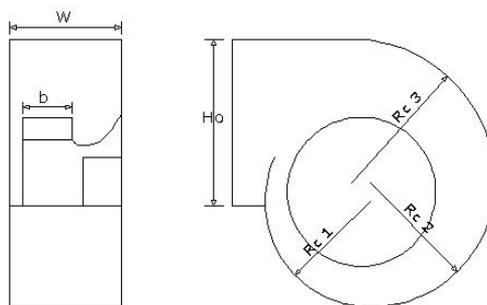
Dimana =

$D_1$  = Diameter *impeller* daerah *input*

$$\begin{aligned}
 b &= 0,46 \times 0,8 \\
 &= 0,368 \text{ m} \\
 &= 0,4 \text{ m}
 \end{aligned}$$

#### 4.3.5. Perencanaan *scroll housing*

Pada *centrifugal fan* terdapat *scroll housing* yang dirancang menggunakan buku *Fan Handbook* 7.11, dengan perhitungan sebagai berikut:



Gambar 4.1 *Scroll Housing*  
(Sumber: *Fan Handbook*, 1997)

$$\begin{aligned} Rc1 &= 71,2\% \times D_2 \\ &= 0,85 \text{ m} \\ Rc2 &= 83,7\% \times D_2 \\ &= 1,00 \text{ m} \\ Rc3 &= 96,2\% \times D_2 \\ &= 1,15 \text{ m} \end{aligned}$$

#### 4.3.6. Lebar dari *scroll housing* (W)

$$W = 75\% \times D_2$$

Dimana =

$D_2$  = Diameter *impeller*

$$\begin{aligned} W &= 75\% \times 1,2 \\ &= 0,9 \text{ m} \end{aligned}$$

#### 4.3.7. Tinggi *outlet scroll housing* (Ho)

$$Ho = 112\% \times D_2$$

Dimana =

$D_2$  = Diameter *impeller*

$$\begin{aligned} Ho &= 112\% \times 1,2 \\ &= 1,344 \text{ m} \end{aligned}$$

### 4.4 Kebutuhan Daya untuk Sistem *Thruster*

Sistem *thruster* membutuhkan *fan* untuk mendorong atau menghasilkan *thrust* agar *hovercraft* dapat bergerak. *Fan* atau *air propeller* yang akan digunakan akan menghasilkan gaya dorong untuk melawan gaya yang dialami oleh *hovercraft*. Gaya yang dialami oleh *hovercraft* disebut juga tahanan pada *hovercraft*. Untuk menggerakkan *air propeller* dan sistem lain pada *thruster* dibutuhkan daya. Besarnya daya yang dibutuhkan bergantung

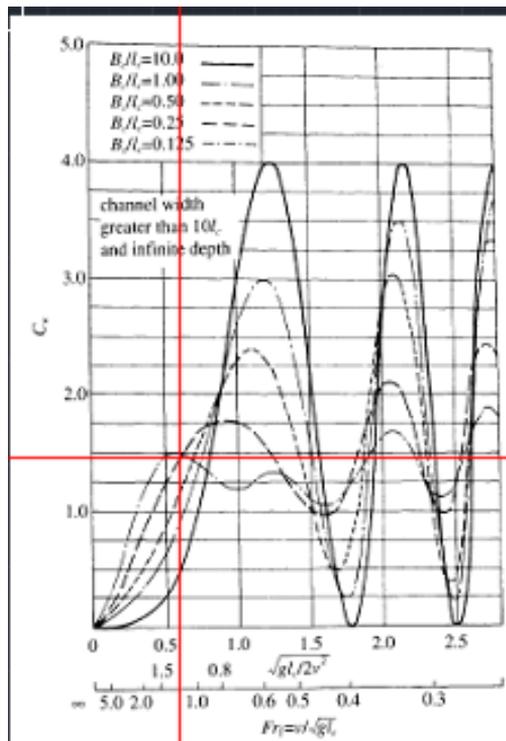
pada beberapa faktor, tetapi yang menjadi faktor utama adalah besarnya tahanan. Semakin besar tahanan maka semakin besar pula daya yang dibutuhkan untuk melawan tahanan tersebut.

#### 4.4.1. Penentuan *Air Cushion Wave-making Drag* ( $R_w$ )

$$R_w = C_w \times \left[ \frac{Pc^2 \times Bc}{(\rho_w \times g)} \right]$$

Dimana=

$C_w$  = *Wave-making drag coefficient*, dilakukan pembacaan grafik maka didapatkan  
= 1,47



Gambar 4.2 Hasil pembacaan grafik  $C_w$   
(Sumber: Dokumentasi pribadi)

$Pc$  = Tekanan *cushion* ( $N/m^2$ )  
 $Bc$  = Lebar *cushion* (m)  
 $\rho_w$  = Massa jenis air ( $N s^2/m^2$ ) atau ( $kg/m^3$ )  
 =  $1025 kg/m^3$   
 $R_w$  =  $1,47 \times \frac{2652,3^2 \times 11}{1025 \times 9,8}$

$$= 11326,24172 \text{ N}$$

$$= 11,326 \text{ kN}$$

#### 4.4.2. Penentuan *Aerodynamic Profile Drag* ( $R_a$ )

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

Dimana=

$$C_a = \text{Koefisien aerodynamic profile drag untuk ACV (0,3-0,75)}$$

$$= 0,75$$

$$S_a = \text{Frontal projecting area of the hull above the water (m}^2\text{)}$$

$$= 296 \text{ m}^2$$

$$\rho_a = \text{Massa jenis udara (N s}^2\text{/m}^2\text{) atau (kg/m}^3\text{)}$$

$$= 1,165 \text{ kg/m}^3$$

$$v = \text{Kecepatan hovercraft (m/s)}$$

$$= 35 \text{ knots}$$

$$= 18,0055 \text{ m/s}$$

$$R_a = 0,75 \times \frac{1,165}{2} \times 296 \times 18,0055^2$$

$$= 41923,855 \text{ N}$$

$$= 41,924 \text{ kN}$$

#### 4.4.3. Penentuan *Momentum Drag* ( $R_m$ )

$$R_m = Q \times \rho_a \times v$$

Dimana=

$$Q = \text{Debit udara angkat (m}^3\text{/s)}$$

$$\rho_a = \text{Massa jenis udara (N s}^2\text{/m}^2\text{) atau (kg/m}^3\text{)}$$

$$= 1,165 \text{ kg/m}^3$$

$$v = \text{Kecepatan hovercraft (m/s)}$$

$$= 35 \text{ knot}$$

$$= 18,0055 \text{ m/s}$$

$$R_m = 179,63 \times 1,165 \times 18,0055$$

$$= 3767,937 \text{ N}$$

$$= 3,7679 \text{ kN}$$

#### 4.4.4. Penentuan *Skirt Drag* ( $R_{sk}$ )

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

Dimana=

$$R_{sk1} = \text{Wet drag of the skirt}$$

$$R_{sk1} = C_{sk1} \times 10^{-6} \times \left(\frac{h}{l_j}\right)^{-0,34} \times l_j \times S_c^{0,5} \times q_w$$

$$C_{sk1} = 2,5-3,5$$

$$\begin{aligned}
 &= 3 \\
 q_w &= 166152,2287 \\
 R_{sk1} &= 3 \times 10^{-6} x \left(\frac{0,3}{55,857}\right)^{-0,34} x 55,857 x 177,46^{0,5} x 166152,2287 \\
 &= 2193,007 \text{ N}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 R_{sk2} &= \text{Wave-making drag due to the skirt} \\
 &= C_{sk2} \times R_w
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{sk2} &= 2,8167 \times \frac{l_c^{-0,259}}{B_c} - 1 \\
 &= 1,354
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 R_{sk2} &= C_{sk2} \times R_w \\
 &= 1,354 \times 11326,241 \\
 &= 15333,728 \text{ N}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 R_{sk} &= R_{sk1} + R_{sk2} \\
 &= 2193,007 + 15333,728 \\
 &= 17526,735 \text{ N} \\
 &= 17,5267 \text{ kN}
 \end{aligned}$$

#### 4.4.5. Penentuan *Differential Air Momentum Drag* ( $R_{\alpha''}$ )

$$R_{\alpha''} = W \tan \psi'$$

Dimana=

$$\begin{aligned}
 W &= \text{Berat hovercraft} \\
 &= 470716,8 \text{ N}
 \end{aligned}$$

$\psi'$  = Sudut antara permukaan *hovercraft* dengan permukaan gelombang

Tabel 4.1 Variasi tahanan akibat sudut

No	W (N)	$\psi'$	$\tan \psi'$	R (N)
1	470716,8	0	0	0,000
2	470716,8	0,5	0,0087	4107,883
3	470716,8	1	0,0175	8216,392
4	470716,8	1,5	0,0262	12326,153
5	470716,8	2	0,0349	16437,793
6	470716,8	2,5	0,0437	20551,939
7	470716,8	3	0,0524	24669,222
8	470716,8	3,5	0,0612	28790,273

$$R_{\alpha''} = 28790,273 \text{ N}$$

$$= 28,7903 \text{ kN}$$

#### 4.4.6. Penentuan Tahanan Total untuk *Hovercraft* ( $R_t$ )

$$R_t = K'_T \times (R_w + R_a + R_m + R_{sk} + R_{\alpha''})$$

$$= 103700,543 \text{ N}$$

$$= 103,70 \text{ kN}$$

#### 4.4.7. Penentuan Daya untuk *Thruster hovercraft*

$$EHP = R_t \times v \quad (24)$$

Dimana=

$$EHP = 103700,543 \times 18,0055$$

$$= 1867184,269 \text{ Watt}$$

$$= 1867,1843 \text{ kW}$$

$$= 1867,1843 \times 1,341$$

$$= 2503,89 \text{ Hp}$$

$$BHP = \frac{EHP}{\text{Efisiensi propeller}} \quad (25)$$

$$= \frac{1867,184}{0,85}$$

$$= 2196,687 \text{ kW}$$

$$= 2196,687 \times 1,341$$

$$= 2945,758 \text{ Hp}$$

Dikarenakan pada penelitian kali ini direncanakan menggunakan 2 buah *air propeller* pada sisi *portside* dan *starboard*, maka pada 1 sisi membutuhkan daya sebesar:

$$BHP = 2945,758 : 2$$

$$= 1472,88 \text{ Hp}$$

Setelah itu pada perancangan awal, daya hasil perhitungan tersebut ditambahkan dengan *engine margin* sebesar 15%, maka daya sebenarnya yang dibutuhkan dari sistem *thruster* pada 1 sisi menjadi:

$$BHP = 1472,88 \times 115\%$$

$$= 1693,81 \text{ Hp}$$

## 4.5 Pemilihan Gas Turbin

Setelah melakukan perhitungan tahanan yang didapatkan dari *hovercraft*, maka selanjutnya dilakukan pemilihan gas turbin untuk mengatasi tahanan tersebut

### 4.5.1. Penentuan Daya untuk *Hovercraft*

Daya total = Daya untuk *lifter* + Daya untuk *thruster*

$$\begin{aligned}
 &= 1056,328 + 1693,811 \\
 &= 2750,14 \text{ Hp} \\
 &= 2050,8 \text{ kW}
 \end{aligned}$$

Karena pada penelitian ini menggunakan *combined lifting and thruster system*, maka daya yang dibutuhkan untuk mengoperasikan sistem *lifting* dan *thruster* pada 1 sisi sebesar 2750,14 Hp

#### 4.5.2. Pertimbangan Pemilihan Gas Turbin

Dalam melakukan pemilihan gas turbin yang akan digunakan untuk dijadikan motor penggerak di *hovercraft*, terdapat hal-hal yang perlu diperhatikan untuk pertimbangan yaitu:

- Daya gas turbin
- SFC
- *Output configuration*
- *Output speed*
- Jenis bahan bakar yang dapat digunakan
- Dimensi
- Berat gas turbin beserta instalasi

Berdasarkan kriteria tersebut maka pada penelitian kali ini, *hovercraft* menggunakan gas turbin dari merek Vericor dengan beberapa model yang khusus digunakan untuk *marine*

Tabel 4.2 Pemilihan gas turbin

Tipe	Vericor TF 40	
<i>Continous Power</i>	4000 Hp	2983 kW
<i>Boost Power</i>	4600 Hp	3430 kW
<i>Weight</i>	602 kg	
<i>SFC at MCR</i>	299 g/kWh	
<i>Output speed</i>	15400 Rpm	
Bahan bakar	Marine diesel, Kerosine, atau <i>Jet fuel</i>	

Tipe	Vericor ETF 40 B	
<i>Continous Power</i>	5035 Hp	3755 kW
<i>Boost Power</i>	5460 Hp	4072 kW
<i>Weight</i>	647 kg	
<i>SFC at MCR</i>	280 g/kWh	
<i>Output speed</i>	15400 Rpm	
Bahan bakar	Marine diesel, Kerosine, <i>Jet fuel</i> , atau <i>LNG</i>	

Pada penelitian kali ini gas turbin TF 40 yang dipilih sebagai mesin penggerak utama dikarenakan beberapa faktor, terutama karena daya yang dihasilkan mendekati daya yang dibutuhkan pada sistem *thruster* dan *lifter* dari *hovercraft*. Selain itu faktor lain yang menjadi faktor penentu adalah kemampuan gas turbin untuk menggerakkan sistem *lifter* dan *thruster* karena pada penelitian ini menggunakan *combined system*, menurut *maker* dari gas turbin TF 40, *output* pada gas turbin ini dapat dibagi menjadi 2 output untuk menggerakkan masing-masing sistem.



Gambar 4.3 Gas turbin TF 40  
(Sumber: Vericor Project Guide)

Karena putaran pada gas turbin terlalu tinggi, dan untuk memutar *air propeller* tidak dibutuhkan putaran yang terlalu tinggi sehingga tercapai gaya dorong yang diinginkan dengan daya yang dikeluarkan gas turbin sesuai, maka dibutuhkan penurunan kecepatan putaran. Untuk menurunkan putaran hingga 2300 Rpm dengan *reduction ratio* 6,7 yang diperoleh dengan memesan langsung pada *maker*.

Pada perancangan kali ini, karena menggunakan sistem *combined thruster and lifter* maka daya keluaran dari gas turbin akan dibagi menjadi 2 untuk memenuhi kebutuhan masing-masing sistem.

Dengan pembagian 70% *Thruster* : 30% *Lifter*

1. Maka daya *continous* menjadi
 

70% x	4000	=	2800	Hp
30% x	4000	=	1200	Hp
  
2. Maka daya *boost* menjadi
 

70% x	4600	=	3220	Hp
30% x	4600	=	1380	Hp

#### 4.6 Perencanaan *Air Propeller*

Untuk karakteristik *air propeller* dipengaruhi oleh variasi diameter, jumlah daun, *activity factor*, dan *blade-integrated design lift coefficient*. Berdasarkan penelitian sebelumnya maka rumus untuk merencanakan *air propeller* adalah sebagai berikut

##### 4.6.1. Penentuan Diameter *Air Propeller*

Pada penelitian kali ini, dalam menentukan diameter yang akan digunakan pada *hovercraft*, didapatkan dari penelitian yang telah dilakukan sebelumnya, yaitu dengan rumus:

$$D = \sqrt{(M_{tip}^2 - M) \frac{a^2}{\pi^2 n^2}}$$

Dimana=

D = Diameter *air propeller* (m)

$M_{tip}$  = *Tip match number* (0,72)

M = *Match number craft*

= v/a

v = Kecepatan *hovercraft* (m/s)

n = putaran *air propeller* yang direncanakan (rps)

a = Kecepatan suara (330 m/s)

Dengan variasi putaran didapatkan diameter sebagai berikut:

Tabel 4.3 Diameter berdasarkan variasi putaran

a(m/s)	$M_{tip}$	M	N(rpm)	n(rps)	D(m)
330	0,72	0,055	500	8,33	8,59
330	0,72	0,055	1000	16,67	4,29
330	0,72	0,055	1500	25,00	2,86
330	0,72	0,055	2000	33,33	2,15
330	0,72	0,055	2500	41,67	1,72
330	0,72	0,055	3000	50,00	1,43
330	0,72	0,055	3500	58,33	1,23

Dari variasi putaran tersebut maka didapatkan beberapa pilihan diameter *air propeller*, dan untuk menentukan diameter sesungguhnya yang akan dipilih maka diperlukan beberapa pertimbangan diantaranya: dimensi *air propeller*, efisiensi, dan tingkat kebisingan. Berdasarkan pilihan diatas maka diameter yang dipilih akan berkisar di antara 1-3 meter, karena jika menggunakan 4-9 meter, dimensi *air propeller* akan terlalu besar.

#### 4.6.2. Penentuan *Blade Chord Air Propeller*

Dalam penelitian ini, penentuan *blade chord air propeller*, didapatkan dari buku Yun dan Bliault pada halaman 509, dengan rumus sebagai berikut

$$AF = \frac{10^5}{D^5} \int_{r=0,1D}^{r=0,5D} c r^3 dr$$

Dimana=

D = Diameter *air propeller* (m)

AF = *activity factor air propeller*, untuk *hovercraft* bernilai 100-150  
= 140

Pada penentuan nilai AF akan sangat berpengaruh pada tingkat kebisingan *air propeller*, semakin tinggi nilai AF maka akan dapat mengurangi tingkat kebisingan *air propeller*. Maka sesuai dengan rumus tersebut didapatkan variasi *blade chord air propeller* sebagai berikut:

Tabel 4.4 *Blade chord air propeller* berdasarkan diameter

AF	D(m)	c(m)
140	8,59	0,771
140	4,29	0,385
140	2,86	0,257
140	2,15	0,193
140	1,72	0,154
140	1,43	0,128
140	1,23	0,110

Setelah dilakukan perhitungan mengenai variasi akan diameter dan *blade chord air propeller*, dan dilakukan pencocokan dengan data yang telah diperoleh sebelumnya, maka pada penelitian ini akan menggunakan *air propeller* jenis B8 AF 140 Cli 0,7 dan  $\theta$  3/4R 20 derajat dengan diameter 3 meter

#### 4.6.3. Perencanaan *Duct Air Propeller*

Dalam melakukan perencanaan desain dari *duct air propeller* pada penelitian ini menggunakan rumus dari buku Yun dan Bliault pada halaman 518 yaitu sebagai berikut:

- a. Untuk diameter *duct* besarnya 10%-15% dari diameter *air propeller*, maka diameter *air propeller*,

$$\begin{aligned} D_{\text{duct}} &= 115\% \times D \\ &= 115\% \times 3 \\ &= 3,45 \text{ meter} \end{aligned}$$

b. Sudut masuk atau kemiringan *aerofoil*  $5^{\circ}$ - $10^{\circ}$  dari *chord line aerofoil*

c. *Chord line aerofoil* dapat dihitung menggunakan rumus,

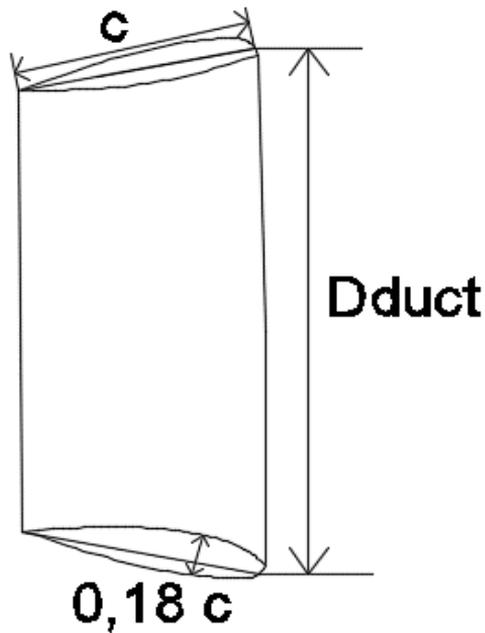
$$\begin{aligned} c &= (0,4-0,6) \times D \\ &= 0,5 \times 3 \\ &= 1,5 \text{ meter} \end{aligned}$$

d. Pada penelitian ini menggunakan profil NACA 63018

$$\begin{aligned} 0,06 \times c &= 0,06 \times 1,5 \\ &= 0,09 \text{ meter} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 0,3 \times c &= 0,3 \times 1,5 \\ &= 0,45 \text{ meter} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 0,18 \times c &= 0,18 \times 1,5 \\ &= 0,27 \text{ meter} \end{aligned}$$



Gambar 4.4 *Duct air propeller*  
(Sumber: Dokumentasi pribadi)

#### 4.7 *Engine Propeller Matching*

Proses ini merupakan mencari kecocokan atau *matching* antara mesin penggerak dan *air propeller* karena daya dorong membutuhkan kecocokan karakteristik antara gas turbin dan juga *air propeller*. Untuk *lifting* sistem tidak dilakukan proses ini dikarenakan *lift fan* tidak terpengaruh dengan karakteristik dan akan beroperasi pada kondisi konstan dan kontinu.

Dari tabel CQ, CT, dan CP dapat diketahui besaran CQ atau koefisien torsi yang digunakan sebesar 0,025. CQ digunakan untuk menghitung seberapa besar daya dari gas turbin yang terserap oleh *air propeller* pada suatu putaran dengan kecepatan tertentu. Diketahui bahwa  $P_D$  atau daya yang diserap dapat diketahui dengan rumus

$$P_D = 2 \times \pi \times Q \times n \quad (26)$$

Dimana=

$P_D$  = Daya yang diserap oleh *air propeller*

Q = Besar nya torsi pada *air propeller*

$$= CQ \times \rho_a \times n^2 \times D^5$$

n = Banyak nya putaran (rps)

maka,

$$P_D = 2 \times \pi \times CQ \times \rho_a \times n^2 \times D^5 \times n$$

$$P_D = 2 \times \pi \times CQ \times \rho_a \times n^3 \times D^5$$

Dimana=

$P_D$  = Daya yang diserap oleh *air propeller*

CQ = Koefisien torsi

n = Banyak nya putaran (rps)

$\rho_a$  = Massa jenis udara ( $N \text{ s}^2/\text{m}^2$ ) atau ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )

$$= 1,165 \text{ kg}/\text{m}^3$$

D = Diameter dari *air propeller*

$$= 3 \text{ meter}$$

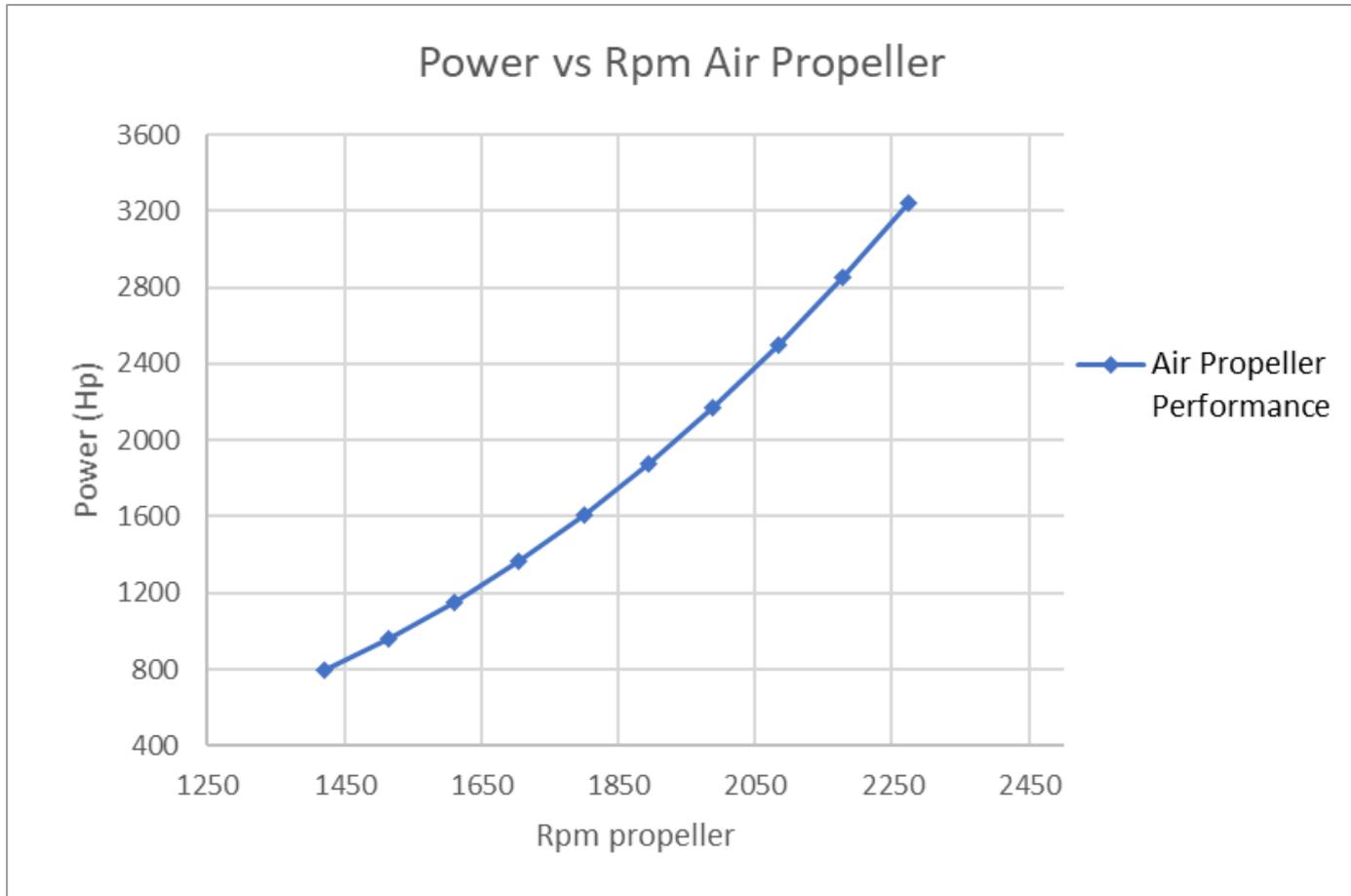
Dari rumus dan data-data yang telah diperoleh sebelumnya, maka akan dapat diketahui besarnya daya yang diserap oleh *air propeller* pada setiap kecepatan *hovercraft*, dengan begitu maka akan dapat diketahui seberapa besar daya yang terserap pada saat *hovercraft* beroperasi dan dapat diketahui juga bagaimana karakteristik *air propeller* yang akan digunakan pada penelitian kali ini, Seperti yang terlihat pada rumus diatas daya yang diserap sangat dipengaruhi oleh besarnya diameter *air propeller* yang digunakan dan juga putaran dari gas turbin tersebut. Pada saat melakukan perhitungan tersebut diperlukan variasi terhadap putaran yang terjadi pada saat operasi dari *hovercraft* tersebut, dikarenakan diameter dari *air propeller* merupakan variabel tetap. *Range* yang diambil dalam menentukan putaran pada saat operasi adalah 1500- 2400 Rpm. Besarnya daya yang diserap oleh *air propeller* di berbagai variasi kecepatan dapat dilihat pada tabel 4.5 yang akan menjelaskan bagaimana hubungan antara putaran turbin terhadap putaran propeller dan juga daya yang diserap oleh *air propeller* pada *hovercraft* penelitian kali ini.

Tabel 4.5 Besarnya daya berdasarkan kecepatan

No	Rpm prop	Rps prop	Rpm turbin	Pd (kW)	Pd (Hp)
1	1420,90	23,68	1500	590,83	792,31
2	1515,63	25,26	1600	717,05	961,57
3	1610,36	26,84	1700	860,08	1153,37
4	1705,08	28,42	1800	1020,96	1369,11
5	1799,81	30,00	1900	1200,75	1610,21
6	1894,54	31,58	2000	1400,50	1878,07
7	1989,26	33,15	2100	1621,25	2174,10
8	2083,99	34,73	2200	1864,06	2499,71
9	2178,72	36,31	2300	2129,98	2856,30
10	2273,44	37,89	2400	2420,06	3245,30

Pada tabel 4.5 dapat terlihat bagaimana hubungan kecepatan turbin terhadap *performance* dari *air propeller* yang digunakan. Sebagai contoh pada saat putaran turbin berada pada 1500 Rpm, maka Rpm pada *air propeller* adalah 1420,9 Rpm dan daya yang diserap oleh *air propeller* sebesar 792,31 Hp dan daerah operasi dari *hovercraft* pada penelitian ini berada pada putaran turbin di 2300 Rpm untuk mencapai kecepatan *service* yang telah ditentukan sebelumnya.

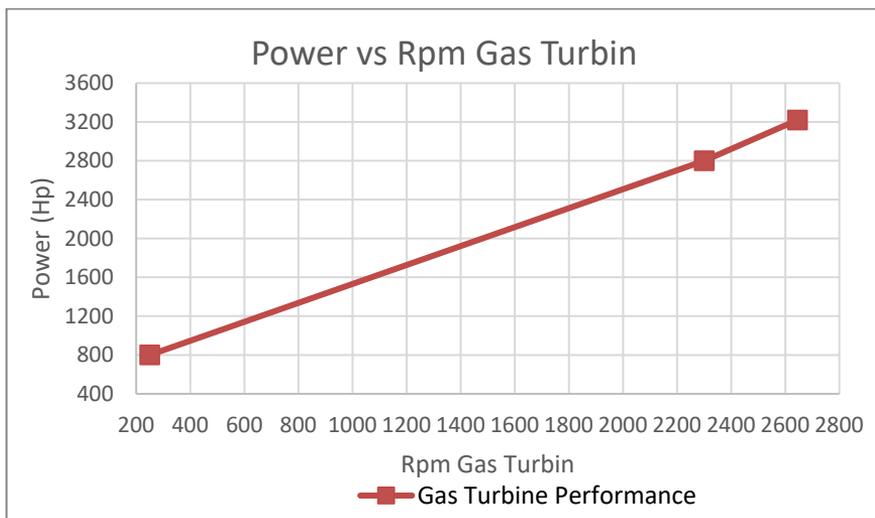
Setelah mengetahui bagaimana karakteristik *air propeller* pada setiap variasi kecepatan di *hovercraft* maka selanjutnya dapat dibuatkan grafik yang dapat menunjukkan hubungan antara daya dan kecepatan. Grafik yang dibuat tersebut akan berfungsi untuk mengetahui secara detail bagaimana *performance* dari *air propeller* yang digunakan pada penelitian kali ini, selain itu grafik tersebut juga akan berfungsi untuk melakukan *engine propeller matching* yang akan mempertemukan grafik *performance* dari *air propeller* dan juga grafik dari gas turbin. Dengan mem-plot kan bagaimana hubungan tersebut maka akan didapatkan grafik sebagai berikut:



Gambar 4.5 Grafik beban *air propeller*  
(Sumber: Dokumentasi pribadi)

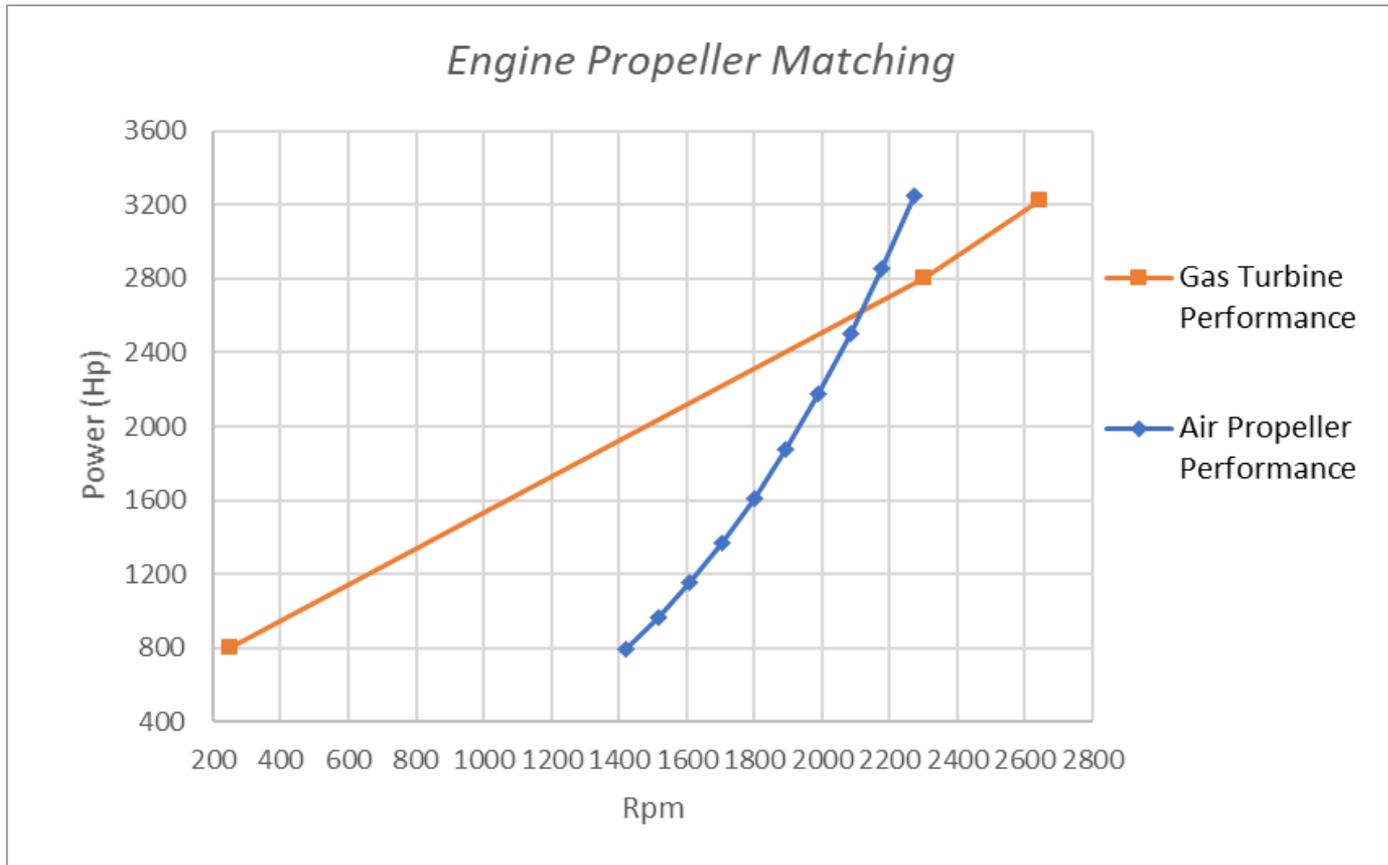
Dari data diatas dapat diketahui bahwa daya dan putaran *propeller* berbanding lurus. Hal itu berarti semakin besar putaran dari *air propeller* maka semakin besar pula daya yang diserap oleh *air propeller* dari gas turbin. Pada penelitian ini pembuatan grafik dibatasi pada putaran gas turbin di 1500- 2400 Rpm, dan titik operasional atau kecepatan *service* yang akan digunakan pada *hovercraft* ini adalah pada 2300 Rpm dan kecepatan pada *propeller* adalah 2178 Rpm, dengan total daya yang diserap oleh *propeller* 2856 Hp.

Selanjutnya setelah mengetahui karakteristik dari *air propeller* maka langkah berikutnya adalah melihat karakteristik dari gas turbin yang digunakan sebagai mesin penggerak, agar dapat mengetahui bagaimana karakteristik dan *performance* dari gas turbin, maka peneliti menghubungi pihak *maker* untuk mengetahui bagaimana karakteristik dari gas turbin yang digunakan pada penelitian ini, setelah didapatkan data mengenai karakteristik dari gas turbin maka data tersebut diplot kan ke dalam sebuah grafik yaitu:



Gambar 4.6 Grafik gas turbin *performance*  
(Sumber: Vericor Project Guide)

Dari grafik diatas dapat terlihat bahwa *boost power* dari gas turbin tersebut berada pada daya 3220 Hp dengan 2645 Rpm, pada *service power* dari gas turbin berada pada daya 2800 dengan 2300 Rpm, dan keadaan *idle* berada pada daya 800 Hp dengan 250 Rpm. Dengan grafik tersebut dapat dilihat bahwa pada saat *engine propeller matching*, karakteristik *air propeller* yang dapat sesuai dengan karakteristik dari gas turbin tersebut adalah pada saat kurva dari *air propeller* terdapat di bawah atau setara pada titik operasinya.



Gambar 4.7 *Engine Propeller Matching*  
(Sumber: Dokumentasi Pribadi)

Setelah mengetahui karakteristik dari *air propeller* dan juga karakteristik dari gas turbin, maka grafik yang telah diketahui tersebut diplotkan menjadi 1 grafik, menjadi seperti pada grafik diatas, Berdasarkan hasil plot antara *performance* dari gas turbin dan *air propeller* yang telah dipilih, maka dapat terlihat di grafik bagaimana kecocokan antara *performance* gas turbin dan *air propeller*. Daya yang diserap oleh *air propeller* pada setiap variasi kecepatan mendekati daya yang diberikan oleh gas turbin, terutama pada kecepatan *service*. Begitu pula kecepatan yang diterima oleh *air propeller* mendekati dengan kecepatan *service* yang telah direncanakan. Dengan kecepatan *service* sebesar 2300 Rpm, putaran yang dihasilkan oleh *air propeller* sebesar 2178,72 Rpm. Selain itu daya yang dihasilkan gas turbin pada saat kecepatan *service* mendekati dengan daya yang dibutuhkan *air propeller* pada kecepatan *service*, hal ini dapat ditoleransi karena perbedaan yang sangat sedikit.

#### 4.8 Pemanfaatan Selisih Berat Penggunaan Diesel dan Gas Turbin

Pada penelitian sebelumnya telah dilakukan pemilihan pada sistem propulsi *hovercraft* dengan ukuran dan model yang sama. Sehingga pada penelitian kali ini dapat dibandingkan bagaimana pengaruh jika mesin diesel sebagai mesin penggerak diubah menggunakan gas turbin dan menggunakan sistem *combined thruster and lifter*.

Berat diesel pada sistem sebelumnya

##### **Sistem lifter**

Merek = Caterpillar 3406E  
 Berat = 1508 kg  
*Quantity* = 2  
 Total = 3016 kg

##### **Sistem thruster**

Merek = Caterpillar 3412E V12  
 Berat = 2533 kg  
*Quantity* = 2  
 Total = 5066 kg

Karena pada penelitian sebelumnya menggunakan sistem terpisah untuk *thruster* dan *lifter* maka jumlah total beban akibat mesin diesel tersebut adalah  $3016 + 5066 = 8082$  kg sedangkan, berat gas turbin pada sistem penelitian sekarang

##### **Lifter dan Thruster**

Merek = Vericor TF 40  
 Berat = 602 kg  
*Quantity* = 2  
 Total = 1204 kg

Setelah dihitung total berat instalasi gas turbin sebagai mesin penggerak adalah sebesar 1204 kg. Sehingga terdapat selisih  $8082 - 1204$  kg = 6878 kg atau sekitar 6 ton. Selisih berat ini dapat dimanfaatkan untuk

menambah *payload* di *hovercraft* sehingga dengan dimensi yang sama, *payload* yang dapat diangkut akan bertambah sekitar 6 ton.

Hal ini membuktikan bahwa penggunaan gas turbin akan lebih ringan jika dibandingkan dengan menggunakan diesel sebagai mesin penggerak. Penambahan *payload* sebesar 6 ton tersebut dapat dimanfaatkan untuk berbagai hal, karena penambahan tersebut cukup signifikan dibandingkan dengan *payload* pada saat awal perancangan yaitu 15 ton. Penambahan *payload* 6 ton berarti penambahan tersebut menambah 50% lebih dari total *payload* pada perancangan sebelumnya.

Karena pada perancangan *hovercraft*, penambahan *payload* sangatlah berarti dan krusial, dan untuk mengetahui seberapa besar penambahan tersebut, maka pada penelitian ini akan diberi contoh efek dari penambahan *payload* tersebut,

- Rata-rata berat badan seorang yang mengikuti militer di Indonesia adalah seberat 67 kg (Dewi, 2018). Maka penambahan berat sebesar 6878 kg akan bermanfaat untuk:

Rata rata berat	= 67 kg/ orang
Penambahan jumlah orang	= 100 orang
Total berat	= 6700 kg
Sisa berat	= 6878-6700
	= 178 kg

Jika rata-rata berat badan adalah 67 kg per orang, maka *hovercraft* ini dapat membawa sebanyak 100 orang tambahan. Dengan sisa setelah penambahan tersebut seberat 178 kg

- Berat truk Reo M35A2 yang biasa digunakan untuk mengangkut logistic dan juga prajurit seberat kurang lebih 6 ton menurut *catalogue* dari truk Reo. Maka penambahan berat sebesar 6878 kg akan bermanfaat untuk:

Berat truk	= 5900 kg
Sisa berat	= 6878 – 5900
	= 978 kg
Berat 10 orang	= 670 kg
Sisa berat	= 308 kg

Jika penambahan *payload* dimanfaatkan untuk mengangkut truk Reo M35A2 dengan asumsi bahwa truk tersebut dalam keadaan kosong dan tanpa membawa muatan sama sekali, maka sisa berat yang dapat digunakan lagi seberat 978 kg, yang kemudian dapat dimanfaatkan untuk membawa orang sebanyak 10 dengan total berat 670 kg. Maka kemudian sisa setelah penambahan truk dan juga 10 orang tersebut adalah seberat 308 kg



Gambar 4.8 Truk Reo M35A2  
(Sumber: [www.indomiliter.com](http://www.indomiliter.com))

- Berat kendaraan Komodo 4x4 Recon yang biasa digunakan untuk memobilisasi prajurit seberat kurang lebih 6ton menurut PT. Pindad selaku produsen dari kendaraan tersebut. Maka penambahan berat sebesar 6878 kg akan bermanfaat untuk:
 

Berat kendaraan	= 5800 kg
Sisa berat	= 6878 – 5800
	= 1078 kg
Berat 10 orang	= 670 kg
Sisa berat	= 408 kg

Jika penambahan *payload* dimanfaatkan untuk mengangkut kendaraan Komodo 4x4 Recon dengan asumsi bahwa kendaraan tersebut dalam keadaan kosong dan tanpa membawa muatan apapun, maka sisa berat yang dapat digunakan lagi seberat 1078 kg, yang kemudian dapat dimanfaatkan untuk membawa orang sebanyak 10 dengan total berat 670 kg. Maka kemudian sisa setelah penambahan kendaraan dan juga 10 orang tersebut adalah seberat 408 kg



Gambar 4.9 Komodo 4x4 Recon  
(Sumber: PT. Pindad)

## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan data yang diperoleh dan analisa yang dilakukan pada penelitian ini maka dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut:

- Sistem propulsi yang dirancang pada *hovercraft* ini menggunakan jenis *combined thruster* dan *lifter* sistem, dengan menggunakan 2 gas turbin, 1 pada sisi *starboard* dan 1 pada sisi *portside*. Gas turbin yang digunakan dari Vericor TF 40 dengan daya sebesar 4000 Hp dengan putaran 15400 Rpm yang kemudian direduksi hingga 2300 Rpm, yang digunakan untuk menggerakkan sistem *thruster* dan sistem *lifter* dengan konfigurasi pembagian daya 70 : 30. Pada sistem *thruster* menggunakan *air propeller* dengan diameter 3 meter dan menggunakan *ducted air propeller* dengan diameter 3,45 meter tipe NACA 63018. Pada sistem *lifter* menggunakan *centrifugal fan* yang mempunyai diameter *impeller* 1,2 meter
- Salah satu keuntungan dari mengganti propulsi menjadi gas turbin adalah berat nya yang lebih ringan jika dibandingkan dengan mesin diesel dengan daya yang sama. Pada saat penggunaan mesin diesel, sistem *lifter* membutuhkan 2 buah mesin dengan berat 1508 kg dan sistem *thruster* membutuhkan 2 buah mesin dengan berat 2533 kg, maka total instalasi permesinan pada kedua sistem itu adalah 8082 kg. Pada penelitian kali ini menggunakan gas turbin berjumlah 2 buah dengan berat 602 kg, maka total seberat 1204 kg. Sehingga pergantian mesin diesel menjadi gas turbin mempunyai selisih 6878 kg. Selisih berat tersebut dapat dimanfaatkan untuk menambah *payload* sebesar 6 ton.

#### 5.2 Saran

Berdasarkan hasil analisa data dan perbandingan dengan penelitian sebelumnya, terdapat beberapa hal yang perlu diperhatikan sehingga menjadi bahan evaluasi agar kedepannya terdapat perbaikan dan penelitian yang lebih dalam. Beberapa hal yang perlu diperhatikan antara lain:

- Dalam penelitian ini menyampingkan bagaimana kondisi riil yang akan terjadi di lapangan, sehingga perlu dilakukan simulasi untuk mengetahui bagaimana penelitian ini pada kondisi riil
- Untuk mengetahui konfigurasi reduksi putaran pada *thruster* sistem yang dapat digunakan *hovercraft* ini diperlukan penelitian lebih lanjut
- Dalam mencari karakteristik dari gas turbin yang akan digunakan pada penelitian dapat menggunakan penelitian lain yang telah dilakukan sebelumnya atau langsung menghubungi *maker*.

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

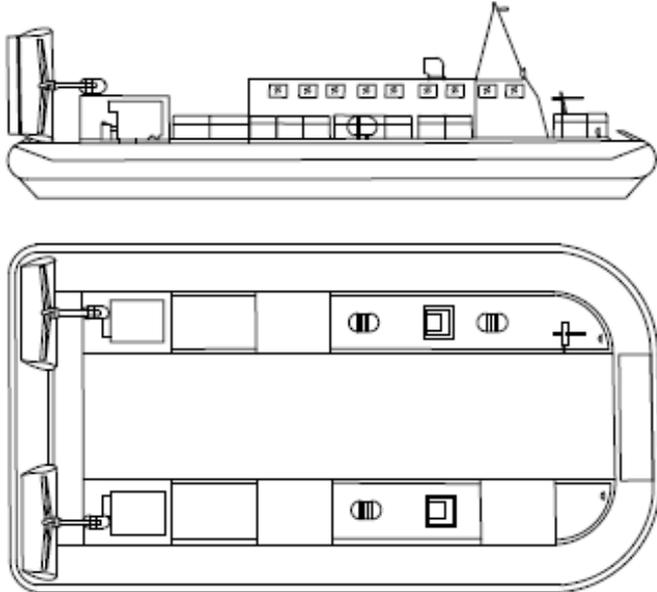
## DAFTAR PUSTAKA

- Abhiram, V., Krishna, N. S., Raju, T. M., & Anjiah, M. (2014). *A Study on Construction and Working Principle of a Hovercraft*. India: International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research.
- Amyot, J. R. (1989). *Hovercraft Technology, Economics and Applications*. *STUDIES IN MECHANICAL ENGINEERING*.
- Armellini, A., Daniotti, S., Pinamonti, P., & Reini, M. (2018). Evaluation of Gas Turbines as Alternative Energy Production Systems for a Large Cruise Ship to Meet New Maritime Regulations. *Applied Energy* 211, 306-317.
- Budiarto, U., & Raup, M. A. (2011). Engine Matching Propeller pada Kapal MT.NUSANTARA SHIPPING LINE IV Akibat Pergantian Sistim Propulsi. *KAPAL*, 24-28.
- Dewi, A. K. (2018). *Ukuran-Ukuran Antropometris pada Prajurit TNI AD Yonif Linud 503/ Mayangkara (Perbedaan antara Kelompok Prajurit yang Mengikuti Pleton Tangkas dengan Prajurit yang Tidak Mengikuti Pleton Tangkas)*. Surabaya: Departemen Antropologi, Fakultas Ilmu Sosial dan Ilmu Politik.
- Durgawale, A. A., Raut, S. S., Suryawanshi, A. L., Patil, S. P., & Mali, V. P. (n.d.). Design and Fabrication of Hovercraft.
- Frank P. Bleier, P. (1997). Chapter 7: Centrifugal Fans. In P. Frank P. Bleier, *Fan Handbook : Selection, Application, and Design* (pp. 7.1- 7.21). United States: McGRAW-HILL.
- Kayadelen, H. K., & Ust, Y. (2013). Marine Gas Turbines. *7th International Advanced Technologies Symposium*. Istanbul.
- Kusuma, D. W., Murdimanto, A., Aden, L. Y., Sukresno, B., Jatisworo, D., & Hanintyo, R. (2017). Sea Surface Temperature Dynamics in Indonesia. *IOP Conference Series Earth and Environmental Science* 98. IOP.
- Kusumastuti, R. D., Viverita, Husodo, Z. A., Suardi, L., & Danarsari, D. N. (2014). Developing a Resilience Index Towards Natural Disasters in Indonesia. *International Journal of Disaster Risk Reduction*, 327-340.
- Nugroho, B., Musriyadi, T. B., & Santoso, A. (2006). *Analisa Sistem Thruster dan Lifting pada Military Hovercraft dengan Menggunakan Satu Main Engine*. Surabaya: Tugas Akhir, Jurusan Teknik Sistem Perkapalan- Fakultas Teknologi Kelautan- ITS.
- Paska, A., Hadi, E. S., & Kiryanto. (2016). Analisa Engine Propeller Matching pada Kapal Perintis Baru Type 200 DWT untuk Mendapatkan Sistem Propulsi yang Optimal. *Jurnal Teknik Perkapalan*, 576-585.
- Soares, C. (2014). Gas Turbines: An Introduction and Applications. In C. Soares, *Gas Turbines* (pp. 1-40). Waltham: Elsevier.
- Stapersma, D., & Woud, H. (2005). Matching Propulsion Engine with Propulsor. *Journal of Marine Engineering & Technology*, 25-32.
- Takebe, F. K., Daimon, Y., & Ejima, S. (1977). *An Application of TF25 Gas Turbine Engine to Hovercraft Operation in Japan*. Japan: ASME.

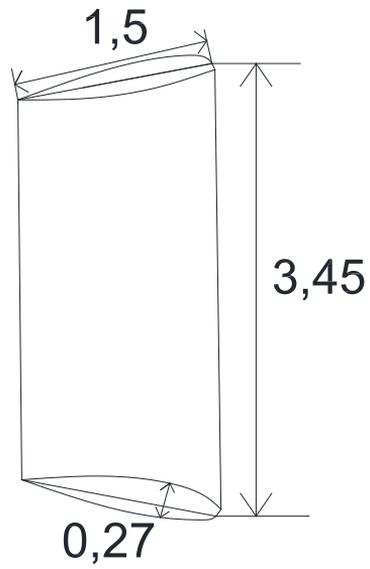
- Yudo, H. (2007). Engine Matching Propeller pada Kapal untuk Mendapatkan Optimalisasi Pemakaian Mesin Penggerak Kapal dan Baling-baling sebagai Alat Pendorong Kapal. *KAPAL*, 15-18.
- Yuliawan, H. D., & Santoso, A. (2009). *Perencanaan Sistem Thruster dan Lifter Tipe Terpisah untuk Hovercraft Militer dengan Payload 15 Ton*. Surabaya: Tugas Akhir, Jurusan Teknik Sistem Perkapalan- Fakultas Teknologi Kelautan- ITS.
- Yun, L., & Bliault, A. (2000). *THEORY AND DESIGN OF AIR CUSHION CRAFT*. London: Arnold, A Member of the Hodder Headline Group.
- Yusuf, H., Santoso, A., & Amiadji. (2014). Analisa Penggunaan Waterjet pada Sistem Propulsi Kapal Perang Missile Boat dengan Kecepatan 70 Knot. *JURNAL TEKNIK POMITS*, 58-63.
- Zohuri, B., & McDaniel, P. (2018). Gas Turbine Working Principles. In *Combined Cycle Driven Efficiency for Next Generation Nuclear Power Plants* (p. 149). Springer International Publishing.

**LAMPIRAN: BAGIAN A**  
**DATA HOVERCRAFT**

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*



	DEPARTMENT OF MARINE ENGINEERING • ITS Faculty of Marine Technology EVEN SEMESTER 2018/2019	
	<b>HOVERCRAFT</b>	
	Length Over All	■ 22 meter
	Breadth	■ 11 meter
	Height	■ 7 meter
	Skirt Height	■ 1,2 meter
	Payload	■ 15 ton
	Max Speed	■ 35 knot
	Air Clearance	■ 0,3 meter



*DUCT AIR PROPELLER*

**LAMPIRAN: BAGIAN B**  
*PROJECT GUIDE GAS TURBIN*

*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*



An MTU Aero Engines Company

## TF Series Marine Gas Turbine Engines - 4000 to 5600 Hp



## TF40 ETF40B TF50A

### Driven By Speed & Power

The TF Series Marine Gas turbine engines including the TF40, ETF40B and TF50A offer the ideal solution for marine power where compact size and light weight can be translated to faster vessel speed, greater payload, or simply more power per foot of machinery space. The design of the TF Series engines allows simple cantilever mounting from the reduction gear, which results in both the lightest weight installation possible and the most efficient design. With more than 50 years of heritage originating with the Lycoming Engine Company, the rugged TF Series gas turbines have accumulated hundreds of thousand of hours in military and commercial service around the world.

For complete details go to [www.vericor.com/marine](http://www.vericor.com/marine)



### Propulsion Applications

Composites  
Fast attack craft  
Fast patrol boats  
Hovercraft  
Mega yachts  
Fast ferries

### Power Generation

Military and commercial vessels with integrated electrical power systems.



An MTU Aero Engines Company

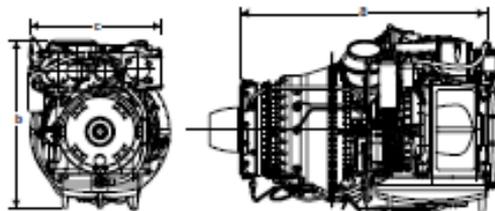
Vericor Power Systems Inc.  
3625 Brookside Parkway  
Suite 500  
Alpharetta, GA 30022 • USA  
Tel: +1 770 569-0806  
Fax: +1 770 569-0399  
[www.vericor.com](http://www.vericor.com)

### Engine Specifications

	TF40	ETF40B	TF50A
Continuous Power (MCR)*	4,000 shp 2,983 kW	4,960 shp 3,700 kW	5,100 shp 3,803 kW
Boost Power	4,600 shp 3,430 kW	5,460 shp 4,073 kW	5,600 shp 4,176 kW
Weight**	1,325 lbs 602 kg	1,500 lbs 682 kg	1,565 lbs 710 kg
Specific Fuel Consumption (SFC)* at MCR	.491 lbs./shp-hr 299 gm./kw-hr	.459 lbs./shp-hr 279 gm./kw-hr	.455 lbs./shp-hr 276 gm./kw-hr
Length (a) flange to flange	52 in 1,321 mm	52 in 1,321 mm	55 in 1,397 mm
Height (b)	41 in 1,046 mm	41 in 1,046 mm	41 in 1,046 mm
Width (c)	35 in 889 mm	35 in 889 mm	35 in 889 mm
Fuel	Marine diesel, kerosene, or jet fuel		
Output Speed	15,400 rpm	15,400 rpm	16,000 rpm

\*Average engine performance at ISO conditions 15C, no trim, exhaust or gear losses. Boost rating available for applications not exceeding 300 hr per year. Military ratings may vary with application.

\*\*Weight is for gas turbine complete with tube, fuel and control systems.



### Key Features

- Operates on marine diesel fuel
- Smallest installed volume / lowest installed weight
- Modular engine design reduces maintenance cost
- Simplified installation with cold end drive and cantilever mount
- Precise digital engine control and monitoring
- No warm up required / start capability down to -50C
- Low vibration and ultra low emission levels

### Key Benefits

- Proven reliability with US Navy, foreign navies and commercial operators worldwide
- Ideally suited for CODAG and CODOG systems
- Commercial classification through ABS, DNV and others
- Vericor worldwide support

### About Vericor

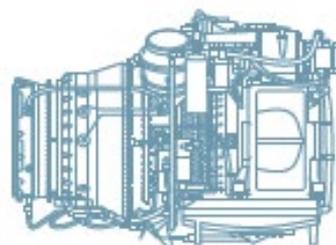
Vericor is an MTU Aero Engines Company based in Alpharetta, Georgia USA. Vericor supplies gas turbines, systems and related services for marine, oil and gas and power generation customers. Vericor is dedicated to being responsive, flexible and easy to work with while providing quality, cost-effective solutions and services.



Vericor Power Systems  
An MTU Aero Engines Company



## TF Series Marine Gas Turbine Engines for Propulsion and Integrated Power



## ETF40B/TF50B

### Driven by speed and power

The TF series marine gas turbine engines offer the ideal solution for marine power where compact size and light weight can be translated to faster vessel speed, greater payload, or simply more power per foot of machinery space. The design of the TF series engine allows simple cantilever mounting from the reduction gear, which results in both the lightest weight installation possible and the most efficient design. With more than 50 years of heritage originating with the Lycoming Engine Company, the rugged TF series gas turbines have accumulated hundreds of thousands of hours in military and commercial service around the world.

### Propulsion applications

- Corvettes, fast attack craft
- Coastal interdiction, fast patrol boats
- Special operations vessels
- Air cushion vehicles, surface effect ships
- High performance megayachts
- Fast ferries

### Power generation applications

- Integrated electrical power systems
- Ship service generators
- Hybrid systems

For complete details go to:  
[www.vericor.com/marine](http://www.vericor.com/marine)



TF Series gas turbines can be direct mounted to the reduction gear to reduce installed weight.

Engine specifications	ETF40B	TF50B
Continuous power (MCR)*	5,035 shp 3,755 kW	5,100 shp 3,803 kW
Boost power	5,460 shp 4,072 kW	5,600 shp 4,176 kW
Weight**	1,425 lbs 647 kg	1,440 lbs 654 kg
Specific fuel consumption (SFC)* at MCR	0.461 lbs/shp-hr 280 gm/kW-hr	0.464 lbs/shp-hr 281 gm/kW-hr
Length flange to flange	52 in 1,321 mm	52 in 1,321 mm
Height	41 in 1,046 mm	41 in 1,046 mm
Width	35 in 889 mm	35 in 889 mm
Fuel	Marine diesel, jet fuel, kerosene, LNG	
Output speed	15,400 rpm	16,000 rpm

\*Weight, weight percentage and accessories, 15 °C, no fuel or oil in engine case  
\*\*Weight may increase for extended duty, auxiliary systems and other applications.  
\*\*\*Weight does not include fuel tank.

### About Vericor

Vericor is an MTU Aero Engines company based in Alpharetta, Georgia, U.S.A. Vericor supplies gas turbines, systems and related services for marine, oil and gas and power generation customers. Vericor is dedicated to being responsive, flexible and easy to work with while providing quality, cost-effective solutions and services.

### Key features

- Operates on marine diesel fuel
- Small installed volume/low installed weight
- Modular engine design reduces maintenance cost
- Simplified installation with cold-end drive and cantilever mount
- Precise digital engine control and monitoring
- No warm up or quench/ start capability down to -50 °C
- Low vibration and ultra low emission levels

### Key benefits

- Proven reliability with U.S. Navy, foreign navies and other applications worldwide
- Ideally suited for CODAG and CODOC systems
- Commercial classification through ABS, DNV and others
- Vericor worldwide support



An MTU Aero Engines Company

Vericor Power Systems LLC  
2425 Brockdale Parkway, Suite 500  
Alpharetta, GA 30022 • U.S.A.  
Tel. +1 770 569-8800  
Fax +1 770 569-7134  
E-mail [info@vericor.com](mailto:info@vericor.com)  
[www.vericor.com](http://www.vericor.com)





*“Halaman ini sengaja dikosongkan”*

## BIODATA PENULIS



Penulis mempunyai nama lengkap Andryan Herjanto, dan akrab dipanggil dengan nama Andryan, dilahirkan di Kota Jakarta pada tanggal 4 Juli 1997. Penulis merupakan anak pertama dari dua bersaudara. Penulis telah menyelesaikan jenjang pendidikan formal di SD Don Bosco Pulomas (2003-2009), SMP Don Bosco Pulomas (2009-2012), SMA Don Bosco Pulomas (2012-2015). Penulis melanjutkan pendidikan tinggi di Departemen Teknik Sistem Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember dengan bidang studi *Marine Machinery and System* (MMS) dengan NRP. 0421154000011. Penulis pernah menjalani Kerja Praktek di perusahaan PT. Daya Radar Utama (DRU) Jakarta untuk mempelajari proses pembuatan kapal dan PT. Goltens Jakarta untuk mempelajari proses perawatan mesin dan proses perbaikan mesin. Selama masa perkuliahan, penulis aktif dan berpengalaman dalam berbagai organisasi serta kepanitiaan. Penulis pernah menjadi Staf Seksi Acara 3C *Catholic Community Cup* 2016, Koordinator Seksi Acara *Welcome Party* KMK ITS, Staf Departemen *Big Event* KMK ITS 2016/2017, Staff Seksi *Eco Solar Boat Marine Icon*, Ketua Panitia 3C *Catholic Community Cup* 2017, Ketua KMK ITS 2017/2018, Beswan Djarum 2017/2018. Selain kegiatan kepanitiaan ada beberapa pelatihan yang penulis ikuti semasa perkuliahan yaitu *Open Water Diving*, *Character Building* HIMASISKAL, LMMM Pra TD, LKMM TD, *Maxsurf*, *Autocad*, *Character Building* Djarum, *Leadership Training* Djarum, *National Building* Djarum. Kemudian penulis juga pernah berkesempatan untuk mengikuti *short program* ke Hochschule Darmstadt Jerman untuk mempelajari *Mechanical Engineering: Modern Power Plant* dan juga pernah mendapatkan beasiswa dari Djarum Foundation selama 1 tahun.

**Andryan Herjanto**

0421154000011

andryanherjanto@gmail.com