

BAB II

STUDI LITERATUR

2.1 INTEGRATED CIRCULAR HOVERCRAFT

2.1.1 Mekanisme umum sistem kerja hovercraft

Hovercraft merupakan kendaraan yang menggunakan tenaga dorong (tekanan) udara sebagai tenaga utama untuk bergerak. Penggunaan sistem tekanan udara ini semakin banyak kombinasi dan variasinya untuk desain yang diinginkan. Beberapa bagian-bagian terpenting dalam sebuah desain *hovercraft* diantaranya adalah bagian *hull*, *bag*, *skirt*, sistem kendali, sumber tenaga (motor dan fan baik aksial fan maupun fan sentrifugal). Pada intinya, gaya angkat yang dihasilkan adalah berasal dari tekanan udara yang berasal dari fan yang kemudian dialirkan ke *bag* dan dikeluarkan dari *bag* melalui lubang-lubang yang berfungsi sebagai *nozzle*. *Skirt* pada *hovercraft* berfungsi untuk menjaga tekanan udara yang keluar dari *bag* sehingga tidak banyak *losses* dari *air pressure* yang terjadi. Untuk jenis *air cushion vehicle* gaya angkat merupakan salah satu faktor yang teramat penting. Hal tersebut dikarenakan bisa atau tidaknya suatu *hovercraft* untuk berjalan dilihat dari seberapa besar *lift force* yang dihasilkannya. Sebab jika *hovercraft* sudah terangkat akibat tekanan udara yang salurkan dari lubang-lubang pada *bag*, maka untuk daya propulsi dari *thrust system* tidak perlu terlalu besar untuk mendorong agar *hovercraft* tersebut bergerak maju.

Gaya-gaya pada *hovercraft* relatif sama terhadap gaya-gaya aerodinamika. Aerodinamika merupakan interaksi antara badan yang bergerak relatif terhadap medium fluida / udara / atmosfer. Prinsip aerodinamika ini sangat berguna dalam perencanaan sebuah desain yang optimal, terutama untuk badan suatu kendaraan. Terdapat 4 gaya-gaya yang utama pada aerodinamika, yaitu :

❖ *Thrust Force* (gaya dorong)

Gaya dorong dihasilkan dari daya propulsi yang menghasilkan cukup tekanan untuk membuat suatu kendaraan bergerak. Pada *hovercraft* (*circular*

hovercraft) sendiri gaya dorong dapat dihasilkan melalui fan atau blower yang difungsikan untuk menghasilkan tenaga untuk mendorong.

❖ *Lift Force* (gaya angkat)

Gaya angkat dihasilkan dari daya propulsi yang menghasilkan cukup tekanan untuk mengangkat suatu kendaraan. Pada *hovercraft*, gaya angkat juga dihasilkan dari tekanan udara yang berasal dari fan yang dialirkan menuju *bag hovercraft*. Dimana selanjutnya melalui lubang outlet yang berada pada dinding *hull* udara kemudian akan mengisi *bag* dan membuat *bag* mengembang. Selanjutnya aliran tekanan udara tersebut dikeluarkan melalui lubang-lubang pada *bag* yang berfungsi sebagai lubang outlet bagi tekanan udara yang berada pada *bag*, dimana tekanan udara yang keluar dari outlet *bag* tersebut akan menghasilkan tekanan yang akan menyebabkan *hovercraft* terangkat.

❖ *Drag Force* (gaya hambatan / berlawanan dengan arah gaya dorong)

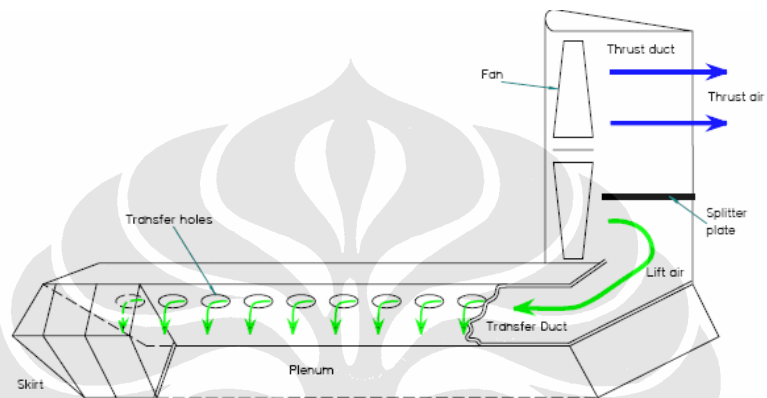
Drag force merupakan salah satu gaya aerodinamika yang arah gayanya berlawanan dari arah gaya *thrust* (gaya dorong) sehingga berpengaruh untuk menghambat gerak. Dengan mengurangi *drag force* ini maka akan meningkatkan kerja dan efisiensi dari sistem propulsi yang digunakan untuk menghasilkan gaya dorong. *Drag* merupakan suatu gaya mekanis yang disebabkan oleh interaksi dan kontak dari *solid body* dengan fluida seperti udara atau air. Sehingga dapat dikatakan jika tidak ada fluida maka tidak akan ada gaya hambatan [Anderson: Fundamental of Aerodynamics].

❖ *Weight Force* (gaya berat)

Weight force merupakan gaya berat yang disebabkan oleh massa dari *solid body*. Arah gaya dari gaya berat ini berlawanan dari arah gaya angkat. Konsentrasi beban terfokus pada pusat gravitasi pada *solid body*, sehingga diperlukan gaya angkat yang besar dan sistem *lift force* yang baik sehingga *hovercraft* dapat terangkat.

2.1.2 Desain sistem integrated hovercraft

Integrated hovercraft merupakan jenis *hovercraft* yang hanya menggunakan satu buah motor dan *fan* yang berfungsi untuk menghasilkan gaya dorong (*thrust force*) dan gaya angkat (*lift force*). Untuk memenuhi kedua fungsi tersebut, maka pembagian debit aliran udara dari *thrust fan* ke *air cushion* dilakukan dengan menggunakan sebuah pembagi aliran (*splitter*).

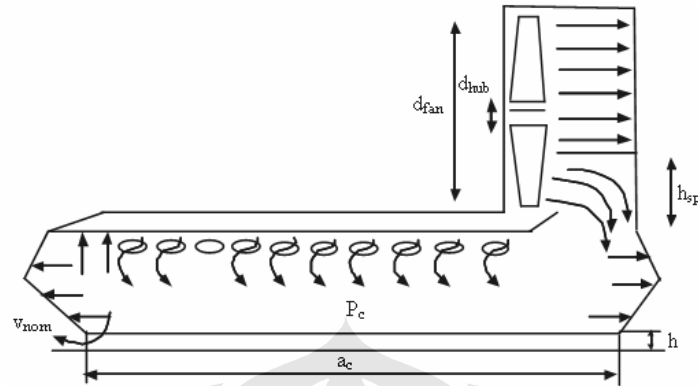


Gambar 2.1 Integrated hovercraft

Skema diatas menunjukkan desain dari *integrated hovercraft*, dimana Sistem integrated circular hovercraft yang menjadi topik dalam penulisan ini menggunakan prinsip yang sama. Pada skema motor digunakan untuk memutar *fan* hanya berjumlah satu buah. Aliran udara yang dihasilkan akibat putaran *fan* mengalir melewati *duct (casing)*. Sebagian besar dari aliran fluida mengalir keluar *duct* dan dikonversi menjadi gaya dorong pada sistem (*thrust system*).

Sebagian kecil dari aliran fluida dialihkan oleh *splitter plate* ke *transfer duct*. Desain dari *transfer duct* terdiri atas rangkaian lubang-lubang yang mengalirkan fluida masuk ke *plenum* yang membentuk *air cushion* (bantalan udara) dan menghasilkan tekanan untuk sistem angkat (*lifting system*) *hovercraft*. *Plenum* mempertahankan *air cushion* dengan menggunakan *elemen skirt*. Aliran udara secara kontinu keluar melalui jarak yang dibentuk antara *hovercraft* dan lantai (*hover gap*) yang disertai dengan timbulnya efek gaya angkat (*lift force*) yang disebabkan oleh kenaikan tekanan yang terjadi pada sisi *cushion*. Beberapa parameter yang dipertimbangkan dalam desain integrated hovercraft antara lain

1. Karakteristik sistem angkat (*lifting system*)



Gambar 2.2 Parameter desain *integrated hovercraft*

a. *First lift*

Sistem angkat pada *hovercraft* berhubungan langsung dengan jumlah putaran (rpm) yang diberikan dari motor ke *fan*. Putaran dari motor ke *fan* memompa *skirt* dan *craft* mulai terangkat namun tidak ada jarak angkat dari *hovercraft* ke lantai (*hover gap*). *Skirt* dipompa dan tekanan pada air cushion diasumsikan sebagai gaya angkat. Pada kondisi ini aliran fluida (udara) diasumsikan diabaikan.

Tahapan ini merupakan tahapan teoritis, dimana proses perhitungan terhadap *hover gap* diasumsikan nol, begitu pula dengan aliran fluida diasumsikan nol (tidak ada kerugian akibat aliran fluida). Kondisi ini mengindikasikan batas minimum jumlah *rpm* dari motor yang diperlukan untuk menghasilkan gaya angkat pada sistem.

b. *Design lift*

Pada tahapan ini, jumlah putaran pada motor mengekspresikan *craft hovering* (gaya angkat *hovercraft*) pada permukaan yang rata (tidak terdapat gelombang). Disini *hover gap* dan *air flow* adalah parameter yang penting dan disertai dalam proses perhitungan. Hal ini merepresentasikan nilai gaya angkat yang digunakan dalam aplikasi real *hovercraft*.

Performa *hovercraft* bergantung pada gaya angkat dan gaya dorongnya. Pada tahap ini jumlah gaya dorong (*thrust force*) minimal juga disertai agar proses manuver *hovercraft* dapat berjalan dengan baik.

c. *Maximum lift*

Pada kondisi ini diperhitungkan sistem angkat yang harus dihasilkan agar *hovercraft* dapat menghasilkan *cushion pressure* yang memadai pada permukaan yang buruk, seperti di rawa-rawa.

2. Karakteristik sistem dorong (*thrust system*)

a. *Maximum static thrust*

Nilai ini adalah nilai maksimum gaya dorong yang diberikan dalam desain *hovercraft*. Besarnya nilai ini adalah sesuai dengan aplikasi *hovercraft*.

b. *Minimum static thrust*

Pada *integrated hovercraft*, nilai ini berhubungan langsung dengan desain gaya angkat *hovercraft*. Nilai ini merupakan parameter penting karena merepresentasikan jumlah gaya dorong minimum yang diperlukan *hovercraft* untuk bermanuver pada saat beroperasi. Pada dasarnya perhitungan gaya dorong minimum yang tidak sesuai (terlalu tinggi) dapat menyebabkan inefisiensi pada *hovercraft*, dan proses manuver *hovercraft* tidak dapat berjalan dengan mulus. Akibatnya diperlukan sistem tambahan yang menahan gaya dorong yang terjadi, yaitu dengan menggunakan *reverse thrust*. Penggunaan *reverse thrust* membutuhkan biaya tambahan dan relatif berisik dalam pengoperasiannya.

3. Performa sistem angkat (*lift system*) dan sistem dorong (*thrust system*)

Dalam melakukan proses perhitungan terhadap gaya dorong (*thrust force*) dan gaya angkat (*lift force*) pada *hovercraft* terdapat beberapa parameter, diantaranya adalah :

1. Parameter aliran fluida

- a. Densitas dari udara (ρ), pada kondisi udara standar densitas udara didefinisikan sebesar 1.22 kg/m^3 .

- b. Temperatur udara dalam *craft* (T), pada kondisi standard parameter ini didefinisikan sebesar 15°C .
 - c. Diameter *fan* (d_{fan}), yaitu ukuran diameter dari *thrust & lift fan* (m)
 - d. Diameter *Hub* (d_{hub}), yaitu diameter *hub* dari *thrust & lift fan* (m)
 - e. Tekanan statis dibelakang *thrust & lift fan* (P_{stth})
 - f. Kecepatan *fan* (v_0), yaitu kecepatan masuk *duct* dimana kecepatan *thrust* telah diperhitungkan (m/s)
 - g. Tinggi *splitter* (h_{sp}), yaitu tinggi pembagi aliran fluida yang melewati *thrust* dan *lift system*. (m)
 - h. *Gear box rasio* (k_p), bila digunakan *gear* atau *belt*.
2. Performa motor
- a. Putaran motor (rpm) dan daya motor (HP), menunjukkan debit aliran fluida.
 - b. Kecepatan angular *fan* (ω_0) dan diameter *fan* (d_0)
3. Sistem angkat (*lift system*)
- a. *Cushion area* (a_c), yaitu luas daerah yang terdapat pada *skirt* (m^2)
 - b. *Craft mass* (m_c), yaitu berat seluruh unit *hovercraft*, termasuk bahan bakar, mesin, dll (kg)
 - c. *Skirt angle* (θ_s), yaitu sudut antara *skirt* dan lantai
 - d. *Skirt clearance* (h), yaitu dikenal dengan *hover gap* (jarak angkat) (m)
 - e. *Cushion perimeter* (CP_c), yaitu keliling dari *skirt* sesuai dengan bentuk *craft* (m)
 - f. *Design factor* (k_s), yaitu koefisien untuk kondisi permukaan operasional *hovercraft*. Dari referensi didapat desain faktor pada berbagai kondisi :

Tabel 2.1 *Desain factor* (k_s)

No	Kondisi medan	<i>Design factor</i> (k_s)
1	Permukaan es	1
2	Lumpur keras	1.2
3	Rumput basah dan pendek	1.3
4	Pasir	1.4
5	Lumpur basah dan rumput tinggi	1.6
6	Air berombak	1.7
7	Sangat berlumpur	1.8

- g. Diameter *plenum transfer hole* (dt_1) (m)
- h. *Number plenum transfer hole* (nt_1) (m)

4. *Splitter area*

Splitter area dihitung berdasarkan geometrinya, diasumsikan bahwa *splitter area* yang digunakan adalah berbentuk *plat* yang mendeskripsikan luas *area cord* yang melalui *duct*. Luas area dibawah *chord* didefinisikan sebagai :

$$a_{sp} := \text{acos} \left(\frac{r_{fan} - h_{sp}}{r_{fan}} \right) \cdot \frac{d_{fan}^2}{4} - \sqrt{r_{fan}^2 - (r_{fan} - h_{sp})^2} \cdot (r_{fan} - h_{sp}) \dots\dots\dots(2.1)$$

Dengan *duct area* :

$$a_d := \frac{\pi \cdot (d_{fan}^2 - d_{hub}^2)}{4} \dots\dots\dots(2.2)$$

Untuk konstanta aliran yang berupa konstanta gaya angkat dan gaya dorong pada sistem didefinisikan sebagai :

Thrust ratio :

$$k_{th} := \frac{a_{th}}{a_d} \dots\dots\dots(2.3)$$

Lift ratio :

$$k_{sp} := \frac{a_{sp}}{a_d} \dots\dots\dots(2.4)$$

5. Thrust calculation

Perhitungan dari gaya dorong (*thrust system*) pada *hovercraft* berkorelasi dengan ukuran *splitter* (pembagi aliran) yang digunakan dalam sistem, kecepatan keluar fluida dari *fan* sebagai fungsi dari tekanan statis dan kecepatan *fan*, dan gaya dorong (*thrust*) sebagai fungsi dari tekanan statis dan kecepatan *fan*

a. *Splitter area ratio*

$$r_{fan} := \frac{d_{fan}}{2} \dots\dots\dots(2.5)$$

$$a_{sp} = \pi^2 \cdot \left[\pi \cdot \left(2 \cos^{-1} \left(\frac{r_{fan} - (d_{fan} - h_{sp})}{r_{fan}} \right) / 360 \right) \cdot \frac{d_{fan}^2}{4} - \sqrt{r_{fan}^2 - (r_{fan} - (d_{fan} - h_{sp}))^2} \cdot (r_{fan} - (d_{fan} - h_{sp})) \right] \dots\dots\dots(2.6)$$

$$a_{sp} \dots\dots\dots(\text{luas area dari splitter}) \dots\dots\dots(2.7)$$

$$a_d := \frac{\pi \cdot (d_{fan}^2 - d_{hub}^2)}{4} \dots\dots\dots(\text{luas area dari duct}) \dots\dots\dots(2.8)$$

$$a_{th} := a_d - a_{sp} \dots\dots\dots(\text{luas area thrust}) \dots\dots\dots(2.9)$$

$$k_{th} := \frac{a_{th}}{a_d} \dots\dots\dots(\text{thrust ratio}) k_{th} = 67.2 \% \dots\dots\dots(2.10)$$

$$k_{sp} := \frac{a_{sp}}{a_d} \dots\dots\dots(\text{lift ratio}) \dots\dots\dots(2.11)$$

b. Kecepatan keluar fluida sebagai fungsi dari tekanan statis dan kecepatan *fan*

$$v_4(P_s, \omega_{fan}, t) := \frac{Q(P_s, \omega_{fan}, t)}{a_d} \dots\dots\dots(2.12)$$

c. Gaya dorong (*thrust system*) sebagai fungsi dari tekanan statis dan kecepatan *fan*

$$F(P_s, \omega_{fan}, t) := k_{th} \cdot \rho \cdot Q(P_s, \omega_{fan}, t) \cdot (v_4(P_s, \omega_{fan}, t) - v_0) \dots\dots\dots(2.13)$$

6. *Lift calculation*

Perhitungan dari gaya angkat yang bekerja pada *hovercraft (lift system)* didasarkan atas tiga karakteristik kondisi, yaitu :

1. *Skirt inflate*, yaitu kondisi dimana craft mulai terangkat namun tidak ada jarak antara craft dan lantai (*hover gap*). Tekanan pada plenum bekerja sebagai gaya angkat sistem namun aliran fluida tidak terlalu signifikan.
2. *Craft hover*, yaitu kondisi dimana *hover gap* pada permukaan yang rata disertakan. Tekanan pada *plenum* bekerja sebagai gaya angkat *craft*, gaya angkat akibat aliran fluida didesain dengan berbagai faktor desain.

Beberapa parameter yang mempengaruhi gaya angkat *hovercraft* diantaranya adalah :

1. *Cushion pressure*

Cushion pressure adalah fungsi dari jumlah total massa *craft* dan *cushion area*, dan didefinisikan sebagai berikut :

dengan :

$$g := 9.81 \cdot m \cdot s^{-2} \dots\dots\dots(2.14)$$

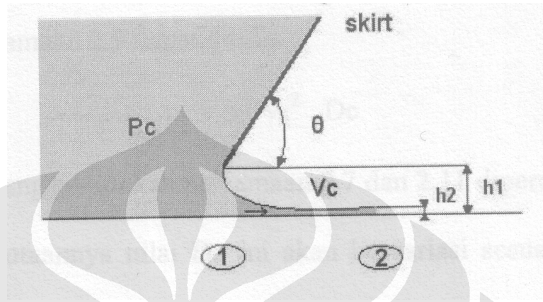
Maka *cushion pressure* didapat :

$$p_c := \frac{m_c \cdot g}{a_c} \dots\dots\dots(2.15)$$

2. *Discharge coefficient*

Koefisien discharge (*discharge coefficient*) untuk aliran fluida yang keluar dari *air cushion* diestimasi dengan menggunakan persamaan *Von Misses*.

Dengan asumsi *skirt angle* adalah θ adalah *skirt angle* (yaitu sudut antara skirt dan lantai), maka *discharge coefficient* :



Gambar 2.3 Skema discharge coefficient

$$D_c(\theta) := 0.5 + \frac{0.4 \cdot 10^{-3}}{\text{deg}} \cdot \theta + \frac{0.109 \cdot 10^{-4}}{\text{deg}^2} \cdot \theta^2 - \frac{0.494 \cdot 10^{-7}}{\text{deg}^3} \cdot \theta^3 + \frac{0.345 \cdot 10^{-9}}{\text{deg}^4} \cdot \theta^4 \dots\dots\dots(2.16)$$

Pada kenyataannya nilai D_c bervariasi sesuai dengan besarnya sudut kemiringan yang dibentuk oleh konstruksi kemiringan *skirt* terhadap bidang kerja. Berikut adalah tabel dari berbagai variasi besarnya nilai D_c yang diperoleh berdasarkan referensi

Tabel 2.2 Nilai discharge coefficient (D_c)

θ	0^0	45^0	90^0	135^0	180^0
D_c	0.5	0.537	0.611	0.746	1

3. *Cushion flow rate*

Cushion flow rate menunjukkan jumlah aliran fluida yang keluar dari *air cushion* setiap waktunya. Dan dengan asumsi :

h = *hover gap*

p_c = *pressure cushion*

CP_c = *cushion perimeter*

Maka *cushion flow rate* adalah :

$$v_{\text{nom}} := \sqrt{\frac{2}{\rho} \cdot p_c \cdot h \cdot C P_c \cdot D_c(\theta_s)} \dots\dots\dots(2.17)$$

Dengan asumsi *design factor* (k_s) untuk spesifik kondisi, maka didapat :

$$v := v_{\text{nom}} \cdot k_s$$

4. *Plenum transfer hole pressure loss*

Diasumsikan bahwa gaya angkat akibat aliran fluida berasal dari *fan* yang ditransfer ke *plenum chamber* melewati lubang yang terdapat pada *hull hovercraft*. Nilai *pressure drop* pada lubang-lubang ini sangatlah signifikan dan harus disertakan dalam perhitungan.

$$a_{t1} := \frac{\pi}{4} \cdot d_{t1}^2 \quad a_{t2} := \frac{\pi}{4} \cdot d_{t2}^2 \quad a_{t3} := \frac{\pi}{4} \cdot d_{t3}^2 \dots\dots\dots(2.18)$$

$$a_t := \frac{\pi}{4} \cdot (n_{t1} \cdot d_{t1}^2 + n_{t2} \cdot d_{t2}^2 + n_{t3} \cdot d_{t3}^2) \dots\dots(\text{luas area di } \textit{plenum transfer}) \dots\dots\dots(2.19)$$

Dengan asumsi bahwa θ_t

$$\Delta p_t(v) := \frac{\rho}{2} \cdot \left(\frac{v}{a_t \cdot D_c(\theta_t)} \right)^2 \dots\dots\dots(2.20)$$

5. *Lift power*

Lift power adalah jumlah daya yang dikonsumsi sistem untuk memberikan gaya angkat. Kalkulasi ini didasarkan dari *nozzle power* , dimana *mechanical power* adalah lebih besar jika dibandingkan dengan *efisiensi fan*.

Lift nozzle power :

$$P_N := p_c \cdot \frac{3}{2} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot (h \cdot C P_c \cdot D_c(\theta)) \dots\dots\dots(2.21)$$

Plenum orifice power :

$$P_t(v) := \Delta p_t(v)^{\frac{3}{2}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot (a_t \cdot D_c(90\text{-deg})) \dots\dots\dots(2.22)$$

Lift power :

$$P_L := P_N + P_t(v) \dots\dots\dots(2.23)$$

6. Lift point

Menemukan lift point berdasarkan kecepatan dari debit aliran dan static pressure dari putaran fan adalah satu hal yang sangat penting. Dengan asumsi bahwa :

Tekanan plenum adalah P_c

Tekanan statis adalah $P_s = P_c/P_a$

Kecepatan angular fan adalah ω_{fan}

dengan :

$$Q(P_s, \omega_{fan}, t) = q \dots\dots\dots(2.24)$$

Fungsi dari kecepatan fan pada karakteristik titik tertentu

$$\omega_{cp}(t, q, P_s) := \text{Minerr}(\omega_{fan}) \dots\dots\dots(2.25)$$

a. Lift point-1

Pada kondisi ini lift flow adalah nol dan static pressure berfungsi sebagai gaya angkat craft. Dengan asumsi tidak ada pressure loss pada transfer duct dan transfer hole, maka :

$$P_{s1} := \frac{P_c}{P_a} \dots\dots\dots(2.26)$$

Dan asumsi untuk leakage flow adalah $q = 0.3 \text{ m}^3/\text{s}$

$$\omega_{11} := \omega_{cp}\left(t, \frac{q_1}{k_{sp}}, P_{s1}\right) \cdot \text{rpm} \quad \text{dan} \quad Q\left(P_{s1}, \frac{\omega_{11}}{\text{rpm}}, t\right) \dots\dots\dots(2.27)$$

b. *Lift point-2*

Lift flow pada tahap ini adalah nilai yang dijadikan acuan dalam desain. Tekanan pada *plenum* bekerja sebagai gaya angkat *craft* dan *fan static pressure* didapat dari *lift pressure* + *transfer loss* :

dengan asumsi bahwa $q_2 = v_{nom} = 2.459m^3/s$

maka :

$$P_{s2} := \frac{P_c + \Delta p_t(q_2)}{P_a} \dots\dots\dots(2.28)$$

$$\omega_{12} := \omega_{cp} \left(1, \frac{q_2}{k_{sp}}, P_{s2} \right) \cdot rpm \quad \text{dan} \quad Q \left(P_{s2}, \frac{\omega_{12}}{rpm}, 1 \right) \dots\dots\dots(2.29)$$

c. *Lift point-3*

Pada titik ini nilai yang dikalkulasi adalah nilai maksimum dari desain dan tekanan statis pada *plenum* bekerja sebagai gaya angkat *craft*. *Fan static pressure* adalah *lift pressure* + *transfer loss* :

Dengan asumsi bahwa q_3 adalah

$$q_3 := v_{nom} \cdot k_s \dots\dots\dots(2.30)$$

maka :

$$P_{s3} := \frac{P_c + \Delta p_t(q_3)}{P_a} \dots\dots\dots(2.31)$$

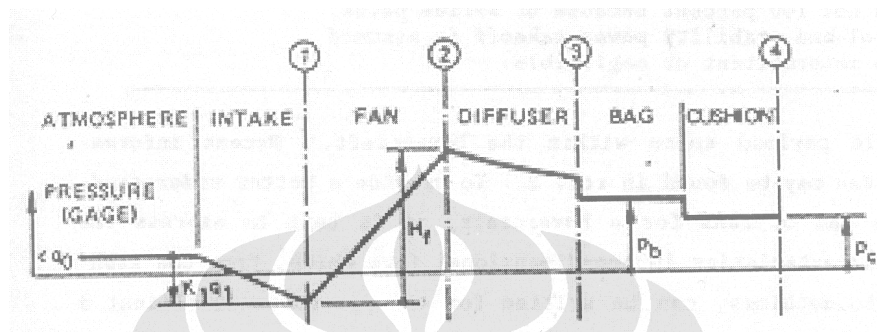
$$\omega_{13} := \omega_{cp} \left(1, \frac{q_3}{k_{sp}}, P_{s3} \right) \cdot rpm \quad \text{dan} \quad Q \left(P_{s3}, \frac{\omega_{13}}{rpm}, 1 \right) \dots\dots\dots(2.32)$$

Tabel 2.3 Nilai *lift point hovercraft*

Lift point	Cushion pressure	Lift air flow rate	Fan pressure
	Pa	m ³ /sec	Pa
First lift	P _c (note 2)	Zero (note 1)	P _c
Design hover	P _c	Q _d (note 3)	P _c + Δp _{t1} (note 5)
Max hover	P _c	Q _d · k _s (note 4)	P _c + Δp _{t2}

2.1.3 Distribusi tekanan pada *hovercraft*

Dalam satu desain *hovercraft*, secara umum distribusi tekanan yang terjadi dari *fan* menuju *cushion area* direpresentasikan dalam ilustrasi skema tabel berikut ini :



Gambar 2.4 Distribusi tekanan *hovercraft*

Dari grafik dapat dilihat bahwa tekanan yang diberikan oleh *fan* terus mengalami penurunan (*pressure drop*) pada saat menuju sistem *hovercraft* lainnya, seperti *diffuser*, *bag* dan *cushion*. Untuk mendapat satu sistem kerja yang efisien maka proses minimalisasi nilai *pressure drop* dari tiap bagian *hovercraft* tersebut haruslah dilakukan dengan proses desain yang baik. Nilai minimum *pressure drop* secara langsung berdampak pada kebutuhan daya *fan* yang kecil sehingga dari segi ekonomis maupun teknis hal ini merupakan satu hal yang menguntungkan

2.1.4 *Skirt Hovercraft*

2.1.4.1 Definisi dan jenis *skirt*

Skirt adalah satu elemen yang penting dalam sistem angkat (*lifting system*) di *hovercraft*. *Skirt* berfungsi sebagai bantalan udara bertekanan yang men-supply debit aliran udara ke *cushion* dan mengatur tekanan *cushion* (P_c). Fungsi utama *skirt* adalah sebagai berikut :

1. Menyangga/ mengangkat beban *hovercraft* sehingga gesekan permukaan yang timbul dengan bidang kerjanya minimum
2. Menciptakan satu sistem suspensi udara yang menunjang kestabilan *hovercraft*

3. Menciptakan mekanisme untuk pengarah gerakan dari *hovercraft* dengan mengatur udara yang tersedia

Dalam aplikasi sistem *hovercraft* terdapat beberapa jenis *skirt* yang lazim digunakan, diantaranya adalah :

1. *Segmented skirt*

Segment skirt adalah jenis *skirt* yang tersusun atas banyak segmen (lipatan) yang disusun menjadi satu kesatuan *skirt*. Biasanya satu buah *segment skirt* utuh terdiri atas 70 atau lebih lipatan.



Gambar 2.5 *Segmented skirt*

Keuntungan yang didapat dari jenis ini adalah pada stabilitasnya yang relatif tinggi dan toleransi terhadap kerusakan dari *skirt* yang baik. Hal ini dimungkinkan karena pada saat terjadi kerusakan pada satu lipatan tertentu, maka lipatan lain yang berdekatan dapat mengembang dan menggantikan fungsi dari lipatan yang rusak, serta pada jenis ini proses penggantian lipatan pada *skirt* yang rusak adalah sangat mudah dilakukan.

2. *Bag skirt*

Bag skirt adalah jenis *skirt* *hovercraft* yang bentuknya menyerupai kantung udara. Kantung udara yang digunakan pada dasarnya memiliki dimensi jari-jari tertentu yang memberikan bentuk pada *skirt*.

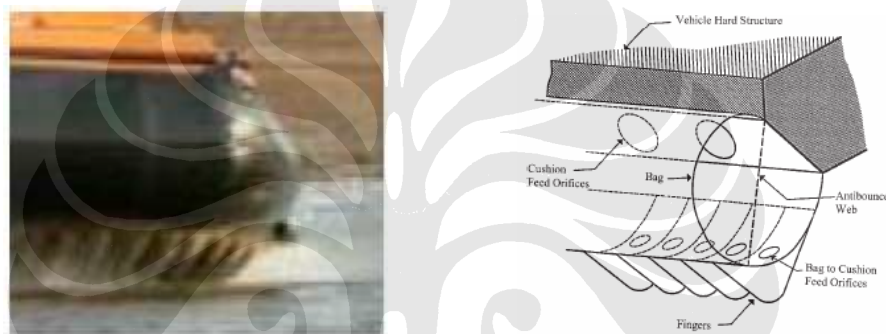


Gambar 2.6 *Bag skirt*

Bag skirt digunakan karena karakteristiknya yang sederhana dalam geometrinya, murah, mudah dalam melakukan penggantian *skirt*, serta memiliki sedikit lipatan yang rentan terhadap halangan (*obstacle*) pada saat pengoprasian hovercraft. *Bag skirt* memiliki kelemahan yaitu tingkat stabilitasnya operasionalnya yang rendah.

3. Kombinasi *bag* dan *segment skirt*

Jenis skirt ini dikenal pula dengan istilah *hybrid*. Sistem ini dirancang untuk mengkombinasikan keuntungan yang terdapat pada kedua jenis *skirt* (*bag* dan *segment skirt*).



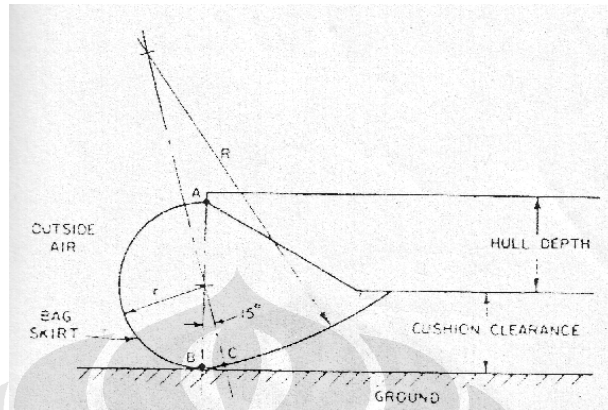
Gambar 2.7 *Hybrid skirt*

Jika dilihat pada konstruksinya, jenis *bag skirt* adalah elemen yang dihubungkan pada bagian *craft*, serta *segment skirt* ditambahkan pada sisi bawah dari *bag skirt*. Jenis *hybrid* merupakan jenis *skirt* yang memiliki banyak keunggulan, seperti kemampuan yang baik untuk dioprasikan pada lintasan yang memiliki banyak halangan (*obstacle*), menjaga nilai *hover gap* pada kondisi desain dan tingkat stabilitasnya yang tinggi, namun relatif mahal. Biasanya jenis ini digunakan pada aplikasi jenis *hovercraft* besar

2.1.4.2 Desain *bag skirt* dan *wall skirt*

Bag skirt digunakan karena karakteristiknya yang sederhana dalam geometrinya, murah, mudah dalam melakukan penggantian *skirt*, serta memiliki sedikit lipatan yang rentan terhadap halangan (*obstacle*) pada saat pengoprasian *hovercraft*. *Bag skirt* memiliki kelemahan yaitu tingkat stabilitasnya operasionalnya

yang rendah. Pada disan awal, *bag skirt* didesain dengan menggunakan lubang-lubang di *skirt* yang berfungsi untuk jalur aliran udara dari bag ke *plenum chamber*.



Gambar 2.8 Desain bag skirt

Desain *skirt* dimulai dengan menentukan ketinggian *clearance* yang diinginkan di bawah *hull* ketika *hovercraft* mengambang. Biasanya ketinggiannya adalah 7-15 % dari panjang atau diameter *hovercraft*. Dari skema gambar diatas, r adalah radius dari bagian terluar tepi hull di titik A ke tanah pada titik B (vertikal dibawah titik A) radius R dari bag didapat dari tabel. Semakin besar rasio tekanan, maka akan semakin keras *bag*. Dua buah kurva dengan radius r dan R terhubung di suatu titik 15° ke bagian dalam garis AB. Keliling dari titik B adalah titik kontak dengan permukaan tanah dan merupakan batas dari *cushion area* dan disebut dengan *footprint area*.

Tabel 2.4 Desain bag skirt

<i>Bag/cushion pressure ratio</i>	<i>Ratio of skirt radii, R/r</i>
1.2	6
1.3	4.5
1.4	3.5
1.5	3.0

Dalam aplikasinya, terdapat beberapa desain dari *hovercraft* yang memungkinkan untuk membuat bag yang dialirkan uadara tanpa keluar lubang (*wall skirt*), namun dengan konsekuensi bahwa jenis desain bag ini kurang stabil bila

dioperasikan pada kondisi medan yang memiliki banyak rintangan. Konstruksi tipe wall skirt bag ditunjukkan oleh gambar dibawah ini.



Gambar 2.9 Skema desain tipe *wall bag skirt*

Elemen dasar yang digunakan pada *skirt* tipe ini pada dasarnya adalah sama dengan *bag skirt* pada umumnya, namun yang membedakan adalah pada jenis ini digunakan tali yang diikat disekeliling *bag* di area bawah *skirt* untuk membentuk bantalan udaranya.

Pada desain tugas akhir ini, proses modifikasi dilakukan dengan mencoba untuk menerapkan sistem *bag* tanpa lubang di *skirt* untuk meminimalisir *pressure drop* yang terjadi dari *bag* ke *cushion area*. Hal ini dilakukan dengan pertimbangan yaitu untuk meminimalisir daya yang dibutuhkan *fan* untuk operasional *hovercraft*. Asumsi penggunaan *bag* ini juga relatif aman karena kondisi medan *hovercraft* juga adalah untuk rekreasi, dimana permukaan tanah yang rata dan tidak banyak halangan.

2.1.4.3 Pemilihan material *bag skirt* dan *wall skirt*

Skirt pada *hovercraft* berfungsi untuk menghasilkan bantalan udara. Pemilihan material Secara umum maka *skirt* *hovercraft* haruslah memenuhi beberapa fungsi utama, yaitu :

- ❖ *Skirt* yang digunakan haruslah ringan, fleksibel dan tahan terhadap gesekan permukaan tanah. Sifat-sifat ini dipengaruhi oleh elastisitas dan kekuatan geser bahan
- ❖ *Skirt* harus mampu mengurung udara bertekanan dan memiliki sifat kedap udara. Kekuatan ini berhubungan dengan kekuatan tarik dan geser material sebagai dinding plenum chamber

Contoh bahan yang dimaksudkan adalah *PVC-proofed fabrics* atau dapat pula dipilih *nylon fabrics coated* (kondisi daerah dingin) dengan ketebalan 0.05 mm sampai 0.01 mm untuk hovercraft ringan yang beroperasi pada permukaan halus dan perairan.

2.1.5 *Hull dan Tipe material hull*

Pada aplikasi sistem hovercraft, terdapat beberapa jenis material yang umum dipilih untuk konstruksi *hull*, diantaranya :

1. Alumunium

Merupakan jenis material yang digunakan di desain konstruksi *hovercraft* konvensional. Jenis material ini dipilih bila diinginkan beban hovercraft yang besar, namun kelemahannya adalah pada harga material alumunium yang relatif mahal serta berat dari *hovercraft* menjadi lebih besar.

2. *GRP (Glass Reinforce Plastic)*

GRP atau lebih dikenal dengan istilah *fiberglass* adalah material yang banyak digunakan untuk konstruksi *hull hovercraft*. Pemilihan material ini didasarkan pada kemampuan material yang relatif tinggi, mudah dalam proses pembuatan, kekuatan material yang baik, dan sifat non-korosif. Penggunaan *fiberglass* memiliki kelemahan yaitu dibutuhkan peralatan khusus dalam proses pembentukan *hull*-nya serta biaya yang relatif mahal.

3. *GRP-Foam composite*

Jenis *GRP-Foam Composite* lebih dikenal dengan istilah *low density polyurethane*. Jenis material ini memiliki karakteristik berupa tingkat kekakuan material yang relatif tinggi, ringan, serta kekuatan material yang baik. Pembuatan *hull* dengan menggunakan material ini relatif lebih mudah dan banyak digunakan dalam aplikasi penelitian dan profesional, namun material *low density polyurethane* memiliki harga yang relatif mahal.

4. Kayu

Jenis material kayu merupakan satu alternatif material yang dapat dipilih untuk konstruksi *hull*. Material kayu banyak digunakan pada aplikasi umum non-profesional, karena harganya yang relatif murah, ringan, serta mudah dibentuk. Kelemahan jenis ini adalah pada ketahanan material yang relatif rendah dan dapat menyebabkan *hull hovercraft* memiliki berat yang relatif besar bila pemilihan jenis material kayu salah.

5. *Polystyrene foam-epoxy resin*

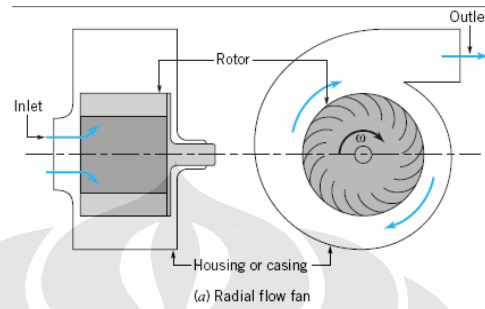
Pemilihan material *polystyrene foam* digunakan karena kemampubentukannya yang tinggi, ringan serta kekuatan material yang relatif tangguh. Biasanya penggunaan material ini disertai dengan penggunaan material *epoxy resin* sebagai pelapisnya. Penggunaan jenis material ini memiliki konsekwensi biaya yang mahal serta proses konstruksi yang relatif mahal pula.

2.2 TEORI FAN (*AXIAL-FLOW, MIXED-FLOW, CENTIFUGAL-FLOW*)

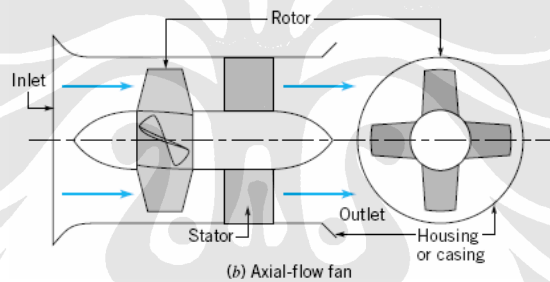
Fan merupakan suatu mesin turbo yang memindahkan fluida berupa gas (udara) pada arah aksial, ataupun radial. *Fan* memiliki karakteristik operasi kecepatan putar relatif rendah, mampu memindahkan fluida gas (udara) dalam volume yang besar, perubahan kerapatan fluida gas melalui fan tidak melebihi 7 % (misalnya untuk udara hanya mengakibatkan perubahan tekanan 6,9 kPa) sehingga dalam analisisnya kerapatan fluida dapat dianggap konstan, dan alirannya tak mampu mampat. Analisis desain, kinerja dan penskalaan *fan* tidak berbeda dengan pompa aksial. Namun, kenaikan head pada fan sering dinyatakan dalam kenaikan tekanan (baik statik maupun total).

Berdasarkan alirannya *Fan* dapat diklasifikasikan sebagai *aliran aksial*, *mixed-flow* dan aliran radial, tergantung pada arah utama dari gerakan fluida relatif terhadap sumbu *rotor/hub*. Pada *fan* aliran aksial aliran fluida bergerak sejajar dengan sumbu *rotor/hub*, pada area *inlet* sampai *outlet*. Fan aliran radial aliran fluida masuk sejajar dengan sumbu rotor/hub dan keluar pada arah radial. Fan aliran *mixed flow* merupakan gabungan dari aliran radial dan aksial.

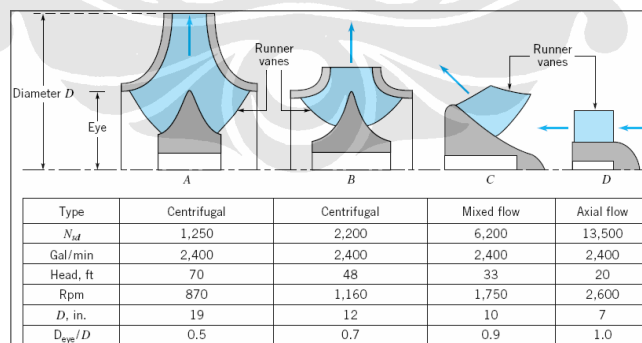
Pada gambar 2.3 di bawah ini merupakan gambar skematik *fan* untuk aliran radial/centrifugal dan aliran aksial. Pada Centrifugal Fan arah aliran masuk pada arah aksial dan keluar *fan* pada arah radial, sedangkan pada *Axial Fan* arah aliran masuk pada arah aksial dan keluar *fan* juga pada arah aksial.



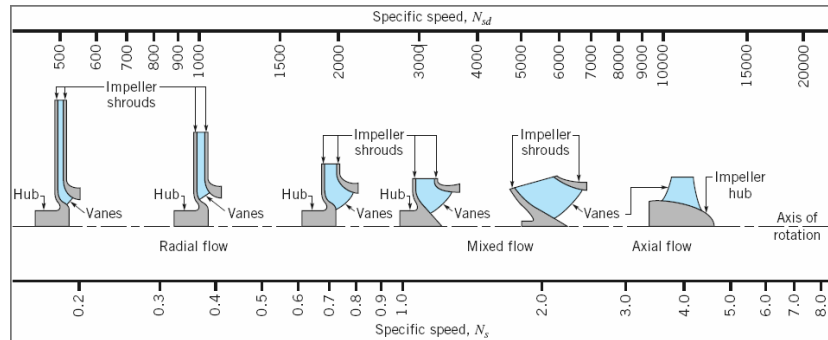
Gambar 2.10 Radial flow



Gambar 2.11 Fan Aliran Radial dan Aksial

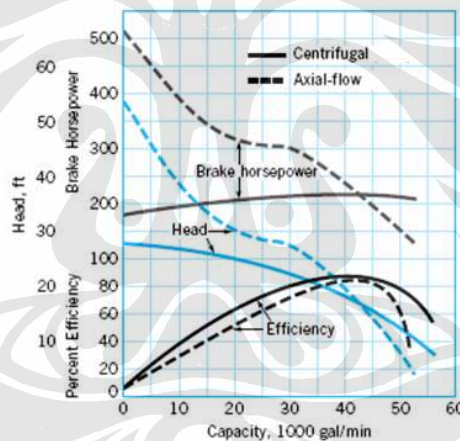


Gambar 2.12 Perbandingan karakteristik Jenis Mesin Turbo



Gambar 2.13 Specific Speed Pada Mesin Turbo (Pompa, Kompresor, dan *Fan*)

$$\frac{(Q/\omega D^3)^{1/2}}{(gh_a/\omega^2 D^2)^{3/4}} = \frac{\omega \sqrt{Q}}{(gh_a)^{3/4}} = N_s \quad \dots\dots\dots(2.33)$$

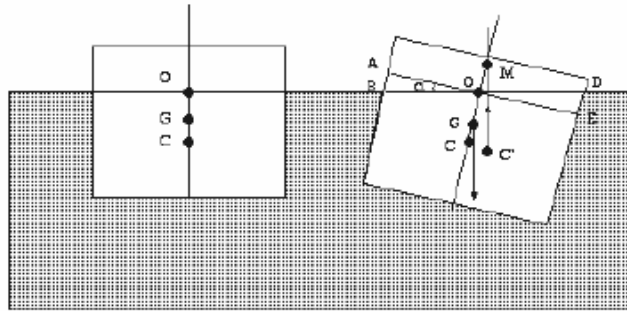


Gambar 2.14 Kurva Performa *Fan* Untuk Fan Centrifugal dan Aksial

2.3 STABILITAS PADA BENDA APUNG

2.3.1 Definisi stabilitas benda apung

Satu benda yang mengapung dapat dikatakan berada dalam kondisi stabil pada posisi semula (*equilibrium*) apabila benda tersebut dapat kembali pada posisi semula dengan hanya mengalami sedikit guncangan. Untuk mengetahui kestabilan dari satu benda yang mengapung terdapat beberapa konsep yang biasa digunakan, yaitu konsep *buoyancy*, *metacenter* dan *metacenter height*.

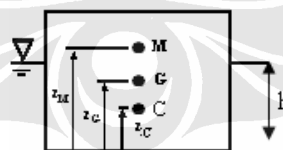


Gambar 2.15 Metacentric height benda apung

Gambar diatas dapat dilihat bahwa jika satu benda apung diberikan satu gangguan gaya (dengan satu sudut kemiringan, θ) maka *center of buoyancy*-nya berubah sesuai dengan bentuk benda tercelupnya. Beberapa parameter yang dijadikan acuan dalam menentukan tingkat stabilitanya antara lain adalah *center of the buoyancy* (C, yaitu titik tengah dari area benda yang tercelup), *center of gravity* (G, yaitu pusat massa benda apung), *base* (O, titik yang dibentuk antara batas air (water line) dan garis GC), titik pertemuan yang dibentuk antara garis GC sebelum gangguan diberikan dan setelah gangguan diberikan yang disebut *metacenter* (M) dan jarak antara center gravity (G) dan M disebut dengan *metacentric height* ((GM).

2.3.2 Perhitungan tingkat stabilitas benda apung

Skema dibawah ini menunjukkan parameter yang berkaitan dengan stabiitas pada satu benda apung.



Gambar 2.16 Parameter stabilitas benda apung

Langkah untuk enentukan tingkat stabilitas benda apung :

- ❖ Menentukan ketinggian benda tercelup

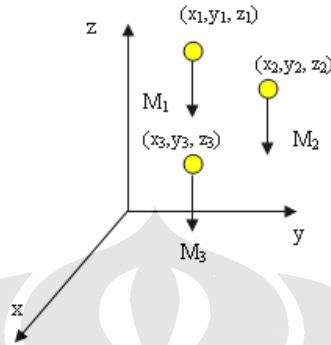
Tinggi benda tercelup dari benda apung adalah sebesar :

$$mg = \rho gv \dots\dots\dots(2.34)$$

Untuk bentuk permukaan benda tercelup lingkaran, maka

$$h = \frac{m}{\rho \pi r^2} \dots\dots\dots(2.35)$$

- ❖ Menentukan koordinat *center of gravity* (*G*) dari benda apung



Gambar 2.17 Koordinat *center of gravity* benda

Massa total adalah $M_R = \sum_{i=1}^n M_i \dots\dots\dots(2.36)$

Koordinat *center of gravity*

Sumbu-x :

$$x_R = \frac{x_1 M_1 + x_2 M_2 + x_3 M_3 + \dots\dots\dots x_n M_n}{M_R} \dots\dots\dots(2.37)$$

Sumbu-y :

$$y_R = \frac{y_1 M_1 + y_2 M_2 + y_3 M_3 + \dots\dots\dots y_n M_n}{M_R} \dots\dots\dots(2.38)$$

Sumbu-z :

$$z_R = \frac{z_1 M_1 + z_2 M_2 + z_3 M_3 + \dots\dots\dots z_n M_n}{M_R} \dots\dots\dots(2.39)$$

- ❖ Menentukan koordinat *center of buoyancy* (*C*), biasanya nilainya adalah setengah dari benda yang tercelup
- ❖ Menghitung jarak *center of gravity* (*G*) dan *center of buoyancy* (*C*) atau *GC*
- ❖ Menghitung nilai parameter *CM* dan parameter *metacentric height* *GM*

$$CM = \frac{I_{00}}{V} \dots\dots\dots(2.40)$$

Persamaan yang merepresentasikan nilai *metacentric height* (*GM*) adalah :

$$GM = \frac{I_{oo}}{V} - CG \dots\dots\dots(2.41)$$

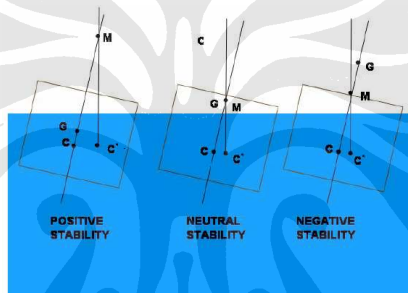
Dimana :

I_{oo} = Momen inersia dari benda tercelup sepanjang sumbu gangguannya, untuk

$$\text{bentuk lingkaran adalah sebesar } I_{oo} = \frac{\pi D^2}{64} \dots\dots\dots(2.42)$$

V = volume benda tercelup

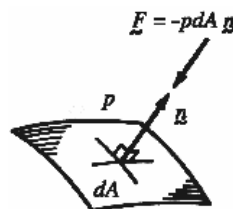
- ❖ Syarat satu benda apung dikatakan stabil, yaitu apabila nilai *metacentric height* (GM) adalah positif (GM >0) dan tidak tabil bila nilainya negatif (<0), dan semakain besar nilai GM maka tingkat stabilitas benda apung tersebut semakin baik.



Gambar 2.18 Skema variasi stabilitas benda (fungsi dari letak *center of gravity*)

2.4 SISTEM PENGUKURAN TEKANAN

Tekanan (*pressure*) merupakan gaya yang bekerja persatuan luas, oleh karena itu satuan tekanan identik dengan satuan tegangan (*stress*). Dalam konsep ini tekanan didefinisikan sebagai gaya yang diberikan oleh fluida pada tempat yang mewadahnya. Secara matematis dapat diformulasikan sebagai berikut :



Gambar 2.19 Arah Gaya tekan Pada Suatu Permukaan

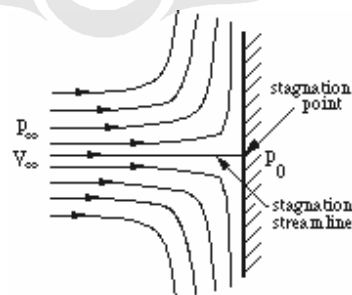
Walaupun tekanan merupakan kuantitas yang absolut, biasanya pengukuran tekanan, sebagai contoh adalah tekanan pada ban dibuat relatif terhadap tekanan udara ambient. Dalam kasus lain, tekanan dibuat relatif terhadap tekanan vakum atau referensi yang lainnya. Berdasarkan hal diatas, maka dikenal beberapa istilah, yaitu :

- ❖ Tekanan absolut
- ❖ Tekanan mutlak (*absolute pressure*) adalah nilai mutlak tekanan yang bekerja pada wadah tersebut yang merupakan referensi nol terhadap sebuah keadaan vakum yang sempurna. Jadi tekanan ini setara dengan tekanan gauge ditambah dengan tekanan atmosfer.
- ❖ Tekanan gauge
Merupakan referensi nol terhadap tekanan udara ambient. Keadaan ini setara dengan tekanan absolut dikurang dengan tekanan atmosfer.
- ❖ Tekanan differensial
Merupakan perbedaan tekanan diantara dua titik yang berbeda.

2.4.1 Tekanan Statis, dinamis dan stagnasi

Konsep tekanan merupakan pusat dari studi tentang fluida. Tekanan dapat diidentifikasi pada setiap titik pada fluida. Konsep tekanan total dan dinamis muncul dari persamaan Bernoulli dan sangat penting dalam pembelajaran segala bentuk aliran fluida.

Persamaan Bernoulli dapat membantu dalam menentukan variasi tekanan sepanjang suatu garis arus (*streamline*). Berikut ini adalah gambar garis arus (*streamline*) yang menumbuk suatu pelat :



Gambar 2.20 Pola Aliran Yang Mengalir Pada Suatu Pelat

Pada gambar aliran yang menumbuk pelat tersebut dapat dilihat bahwa ada satu garis *streamline* yang membagi aliran menjadi 2 bagian. Pada bagian atas, aliran mengalir bergerak searah sumbu y (+) dan pada bagian bawah aliran bergerak searah sumbu y (-). Pada keadaan dimana suatu fluida tidak dapat melewati suatu medium *solid (solid surface)*, maka kecepatan aliran yang menumbuk secara horizontal (arah garis *streamline* yang tegak lurus permukaan pelat) akan kehilangan kecepatan pergerakannya (kecepatan = nol) pada suatu titik yang disebut titik stagnasi (*stagnation point*). Hal tersebut dikarenakan pergerakan aliran tersebut terhalang sehingga tidak dapat meneruskan aliran. Garis *streamline* tersebut dikenal dengan nama *stagnation streamline*. Persamaan *Bernoulli* sepanjang *stagnation streamline* dituliskan sebagai berikut [Goldstein : Engineering Fluid Measurements] :

$$p_e + \frac{1}{2}\rho V_e^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho V_0^2 \dots\dots\dots(2.43)$$

Dari gambar, saat keadaan dimana kecepatan pada titik O (titik stagnasi) adalah nol maka dengan penyederhanaan persamaan Bernoulli dituliskan sebagai berikut:

$$p_e + \frac{1}{2}\rho V_e^2 = p_0$$

static pressure + dynamic pressure = stagnation pressure(2.44)

Dimana : P adalah tekanan statik

$\frac{1}{2}\rho V^2$ adalah tekanan dinamis atau tekanan stagnasi dan

P_0 merupakan tekanan total disepanjang *streamline*

Penyederhanaan dari persamaan Bernoulli dapat dituliskan sebagai berikut :

Tekanan statik + Tekanan dinamis = Tekanan total

Titik O pada gambar merupakan titik dimana terdapat tekanan yang paling tinggi diantara bagian/ daerah lain disekitar domain pelat yang tertumbuk aliran tersebut. Tekanan dinamis merupakan hasil tekanan yang didapatkan karena adanya perubahan kecepatan fluida.

Persamaan Bernoulli untuk penghitungan kecepatan pada tabung pitot statis adalah sebagai berikut :

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_a}} \dots\dots\dots(2.45)$$

Dimana : v = Kecepatan (m/s)
 Δp = Perbedaan tekanan antara tekanan total dan tekanan statis
(total and static tappings) (N/m²)
 ρ_a = Densitas udara (kg/m³)

$$\Delta p = \rho_m \cdot g \cdot \Delta h \dots\dots\dots(2.46)$$

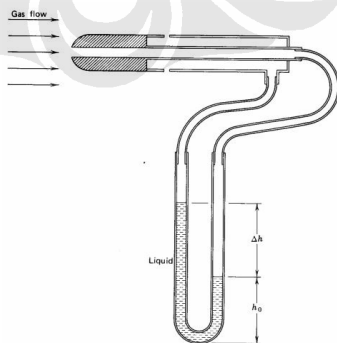
Dimana : ρ_m = Densitas dari fluida manometer (kg/m³)
 g = Konstanta gravitasi (m/s²)
 Δh = Perbedaan ketinggian manometer

2.4.2 Tabung pitot (*pitot tube*)

Tabung pitot merupakan alat pengukuran yang banyak dipakai dalam pengukuran kecepatan aliran fluida serta tekanan yang dihasilkan oleh aliran fluida.

dasar penggunaan tabung pitot merupakan penerapan persamaan Bernoulli dengan mengarahkan tabung berlawanan arah fluida dalam pengukuran tekanan dinamis serta mengarahkan tegak lurus aliran untuk mengukur tekanan statik pada aliran fluida.

Gambar dibawah ini merupakan skema *pitot tube* / tabung pitot untuk pembacaan jenis tekanan statis dan tekanan stagnasi:



Gambar 2.21 Skema Sistem Tekanan *Pitot Tube*

Keterangan :

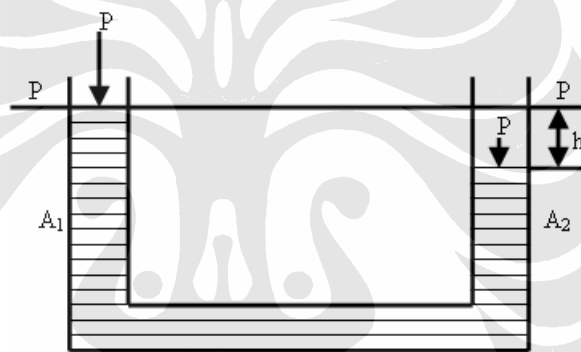
Pipa U sebelah kanan menerima tekanan stagnasi p_0 .

Pipa U sebelah kiri menerima tekanan statik p .

Beda tinggi cairan dalam pipa-pipa manometer U menunjukkan besarnya kecepatan aliran.

2.4.3 Manometer Tabung

Manometer tabung sangat banyak digunakan untuk pengukuran tekanan fluida pada keadaan *steady*. Prinsip yang dipakai pada manometer tabung sama dengan prinsip pengukuran pada tabung pitot. Perbedaan tekanan yang ingin dicari dapat diketahui melalui selisih ketinggian yang terbaca pada skala manometer. Berikut ini adalah skema manometer tabung U:



Gambar 2.22 Sistem tekanan Manometer U

Pembacaan pada skala tersebut dinyatakan [Koestoer: Pengukuran Teknik]:

$$p_a + \rho_m g h = p + \rho_f g h \quad \text{atau} \quad p - p_a = g h (\rho_m - \rho_f) \dots\dots\dots(2.47)$$

Dengan :

P = Tekanan yang diukur

p_a = Tekanan atmosfer

ρ_m = Densitas fluida manometer

ρ_f = Densitas fluida transmisi

Untuk memudahkan pembacaan, manometer dapat juga dipasang miring, sehingga kita dapat mengetahui skala yang lebih teliti.

Beberapa satuan tekanan yang umum dipakai dalam pengukuran tekanan adalah sebagai berikut :

1 atm (atmosfir)	= 14,696 psi
	= 1,01325 x 10 ⁵ (pascal)
	= 760 mmHg
1 Pa (Pascal)	= 1 N/m ²
1 Torr	= 1 mmHg
1 Bar	= 10 ⁵ Pa

2.5 PRINSIP DASAR COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS (CFD)

2.5.1 Persamaan Dasar CFD

Hukum dasar dari mekanika fluida yang menjadi persamaan atur pada suatu fluida, persamaan kekekalan massa,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \dots\dots\dots(2.48)$$

Dan persamaan kekekalan massa :

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho(\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \nabla \cdot \tau_{ij} \dots\dots\dots(2.49)$$

Persamaan ini merupakan persamaan non-linear diferensial parsial dan merupakan persamaan atur pada banyak aplikasi di bidang *engineering* terutama mekanika fluida. Akan sangat sulit untuk menyelesaikan persamaan ini secara analitis bahkan hamper tidak mungkin. Meskipun begitu, dimungkinkan untuk menghasilkan solusi dari persamaan ini yaitu dengan menggunakan pendekatan berbasis computer yang disebut *Computational Fluid Dynamics (CFD)*.

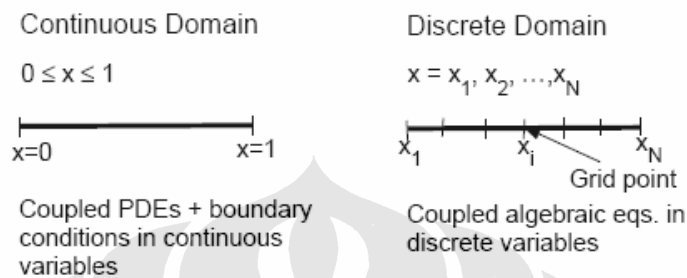
2.5.2 Strategi penyelesaian dalam CFD

Strategi pemecahan permasalahan terkait persamaan atur diatas ialah dengan proses diskritisasi yaitu merubah *continous domain* menjadi *discrete domain* dengan menggunakan grid. Pada *continous domain*, setiap variabel aliran didefinisikan pada tiap titik pada domain. Misalnya, tekanan *p* pada daerah 1 dimensional kontinu didefinisikan sebagai:

$$p = p(x), 0 < x < l \dots\dots\dots(2.50)$$

pada discrete domain, tiap variabel didefinisikan hanya pada titik grid. Misalnya pada daerah diskret dibawah ini, tekanan didefinisikan hanya pada N titik grid:

$$p_i = p_i(x), i = 1, 2, \dots, N \dots \dots \dots (2.51)$$



2.23 Gambar diskritisasi mesh

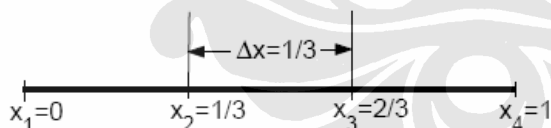
pada solusi CFD, nilai variabel aliran ditentukan hanya pada titik grid. Nilai pada titik lainnya ditentukan dengan interpolasi nilai pada titik grid.

2.5.3 Diskritisasi menggunakan *Finite-Difference Method*

Persamaan sederhana untuk 1-dimensional:

$$\frac{du}{dx} + u^m = 0; \quad 0 \leq x \leq 1; \quad u(0) = 1 \dots \dots \dots (2.52)$$

Dengan menggunakan diskritisasi menggunakan Metode differensial-hingga, maka:



Sehingga persamaan diskritnya menjadi:

$$\frac{u_i - u_{i-1}}{\Delta x} + u_i = 0 \dots \dots \dots (2.53)$$

2.5.3.1 Diskritisasi Menggunakan *Finite-Volume Method*

Pada metode volume-hingga (*Finite-Volume Method*) kotak-kotak grid disebut cell dan titik pada grid disebut node. Jenis dari cell berbeda-beda yaitu *quadrilateral*, *triangular* (untuk 2D analisis), *Hexahedral*, *tetrahedral*, prisma (untuk

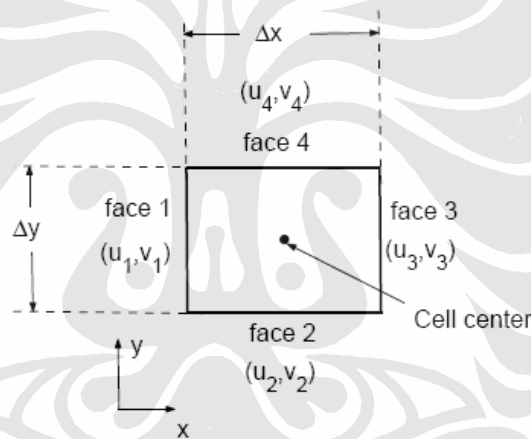
analisis 3D). Pada pendekatan volume-hingga, bentuk integral dari persamaan kekekalan pada volume atur digunakan untuk membentuk persamaan diskrit pada cell/grid. Bentuk integral dari persamaan kontinuitas untuk keadaan *steady* dan *incompressible flow* ialah :

$$\int_S \vec{V} \cdot \hat{n} dS = 0 \dots\dots\dots(2.54)$$

Pada persamaan (2.17) dapat didefinisikan laju netto massa aliran yang melalui volume atur ialah sama dengan nol.

S merupakan permukaan volume atur dan \hat{n} merupakan bidang normal dari permukaan S.

Diskritisasi pada *rectangular cell*



Gambar 2.24 Diskritisasi dengan metode volume-hingga

Kecepatan pada sisi *i* ialah $\vec{V}_i = u_i \hat{i} + v_i \hat{j}$ dengan menggunakan persamaan kekekalan massa (2.17) ke persamaan volume atur pada cell, sehingga:

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_4 \Delta x = 0 \dots\dots\dots(2.55)$$

Persamaan diatas merupakan solusi diskrit dari persamaan kontinuitas pada cell.

2.5.3 2 Konstruksi Mesh

Dalam *software* yang digunakan, konstruksi mesh hanya menggunakan jenis mesh rectangular cells yang terdiri empat tipe, yaitu :

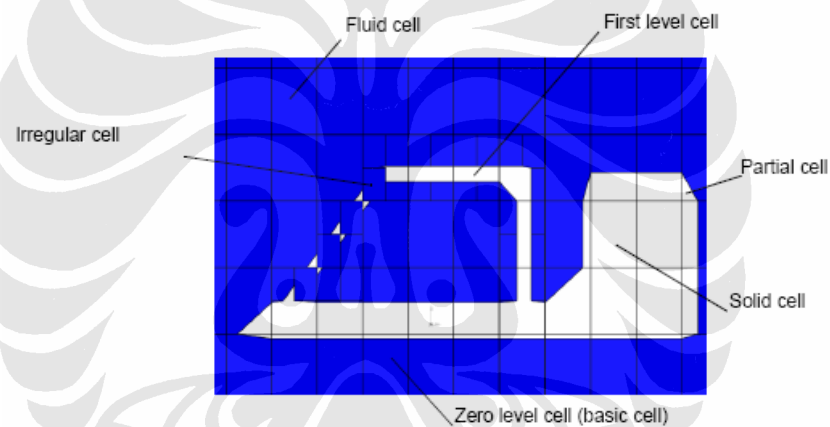
1. *Fluid cells*, yaitu *mesh* dalam fluida
2. *Solid cells*, yaitu *mesh* yang terdapat pada dinding batas obyek (batas solid)

3. *Partial cells*, yaitu mesh yang sebagian daerahnya terdapat di solid dan sebagian lagi di fluid. *Mesh* ini dibentuk dari permukaan solid obyek dengan arah normal terhadap bidang tersebut.
4. *Irregular cells*, yaitu jenis *partial cell* yang tidak dapat didefinisikan dengan pada arah normal bidang

Ilustrasi model *mesh* yang digunakan adalah seperti skema berikut :



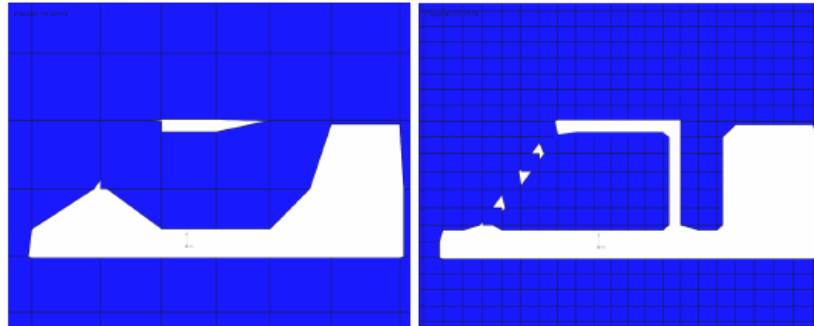
Gambar 2.25 Model original dari solidworks



Gambar 2.26 Variasi tipe *mesh*

❖ *Basic mesh dan control planes*

Basic mesh adalah satu kondisi *mesh* pada level nol. Pada proses komputasi, konstruksi *mesh cells* adalah berupa kubus dengan ukuran yang sama di tiap area dan terdistribusi merata.



Gambar 2.27 Contoh konstruksi *basic mesh*

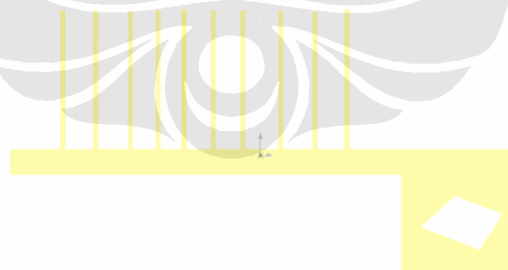
Untuk mendapatkan hasil komputasi yang akurat, maka proses kontrol terhadap jumlah dan distribusi *mesh* perlu dilakukan. Control *mesh* pada *software* adalah satu pilihan yang dapat digunakan untuk membangun konstruksi *mesh* yang optimal untuk melakukan proses *solving* terhadap daerah obyek yang krusial maupun daerah dengan area yang kecil dalam obyek. Terdapat dua metode yang digunakan untuk memperbaiki kualitas mesh ini, antara lain :

1. Meningkatkan level *mesh*

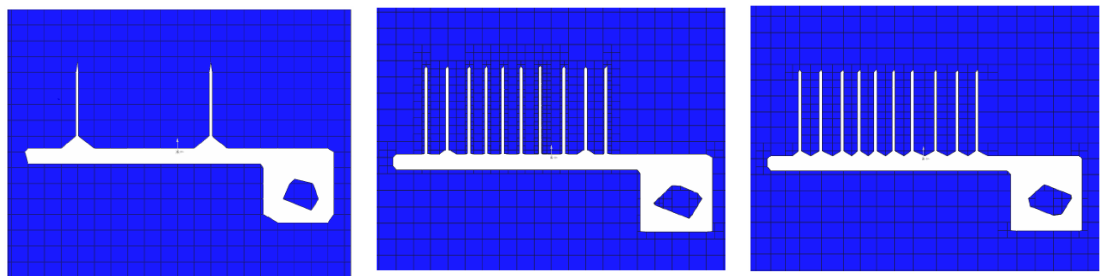
Peningkatan level *mesh* adalah satu langkah yang merepresentasikan proses peningkatan jumlah *mesh* pada obyek, serta memperbaiki *non-optimal mesh*

2. mendefinisikan *control plane*

pendefinisian ini dilakukan untuk mencegah penggunaan *mesh* yang berlebihan pada area yang kurang krusial.



Gambar 2.28 Model original



(a)

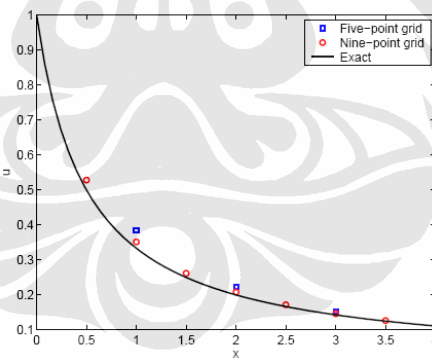
(b)

(c)

Gambar 2.29 (a) Level mesh nol, total number of cell 960, tidak ada control plane (b) level mesh tiga, total number of cells 3865, tidak ada control plane (c) Level mesh satu, total number of cells 1143, sembilan control plane

2.5.3.3 Pengaruh Jumlah Grid terhadap solusi diskritisasi

Jumlah *grid* sangat mempengaruhi hasil dari solusi dari diskritisasi, semakin banyak jumlah *grid* yang digunakan maka persamaan diskrit untuk penyelesaian menjadi semakin banyak pula, sehingga didapat solusi diskrit yang mendekati solusi eksaknya. Namun hal ini berakibat pada peningkatan *CPU time* (waktu yang dibutuhkan *CPU* untuk menyelesaikan persamaan) menjadi lebih intensif dan lama



Gambar 2.30 Pengaruh Jumlah *Grid* Terhadap Hasil Simulasi

2.5.4 Kondisi Batas (*Boundary Conditions*)

Boundary conditions adalah kondisi dari batasan sebuah kontrol volume tersebut. Dalam analisis menggunakan *CFD* seluruh titik dalam kontrol volume tersebut di cari nilainya secara detail, seperti yang telah di jelaskan sebelumnya, dengan memanfaatkan nilai-nilai yang telah diketahui pada *boundary conditions*.

1. Inlet flow boundary condition

Internal flow adalah tipe aliran dimana aliran fluida berada didalam obyek. Pendefinisian *boundary condition* dilakukan secara manual pada sisi *inlet* dan *outlet* obyek. Pada tahapan ini kondisi batas dari obyek diklasifikasikan pada *pressure opening*, *flow opening* dan *fan* tergantung pada kondisi batas yang dibutuhkan obyek tersebut.

Untuk kondisi batas *pressure opening*, parameter yang digunakan dapat berupa *static pressure*, *total pressure*, atau *environment pressure* yang didefinisikan arah dan nilainya. Pada banyak kasus nilai static pressure biasanya tidak diketahui, untuk itu nilainya dapat menggunakan *total pressure* yang diketahui ataupun sebaliknya. *Environment pressure* mewakili kondisi keluar aliran ke lingkungan

Kondisi batas *flow opening* adalah kondisi yang mewakili kondisi dinamis parameter aliran fluida. Kondisi ini digunakan apabila dalam kasus diketahui nilai dan arah dari aliran massa, aliran volume, kecepatan, *mach number* dan lain-lain. Kondisi terakhir adalah *fan boundary condition*. Kondisi ini merepresentasikan penggunaan *fan* pada permukaan yang dipilih sebagai kondisi batasnya dan untuk itu maka nilai debit aliran rata-rata dan *pressure drop* yang melewati *fan* perlu didefinisikan.

2. External boundary condition

Pada kondisi eksternal, misalnya pada pesawat dan bangunan, maka parameter *external incoming flow (ambient condition)* perlu didefinisikan. Parameter-parameter tersebut antara lain adalah kecepatan, temperatur, tekanan, komposisi fluida dan parameter turbulensi fluida.

3. Wall boundary condition

Wall boundary condition merepresentasikan kondisi dinding batas aliran. Pada software kondisi batas ini didefinisikan sebagai *no-slip*, yaitu nilai parameter kecepatan pada permukaan batas adalah nol. Permukaan solid yang digunakan juga adalah dengan kondisi *impermeable*. Namun untuk pengkondisian khusus, maka pilihan *ideal wall*, yaitu pada jenis *slip condition* juga dapat dilakukan. Sebagai contoh Jika jenis aliran fluida yang disimulasikan adalah *non-Newtonian*, maka

pemilihan kondisi batas *slip* dapat dispesifikasikan, jika nilai *shear stress* (τ) melebihi *yield stress*-nya ($\tau_{0, slip}$) dengan kecepatannya (*slip velocity*) adalah :

$$v_{slip} = C_1 (\tau - \tau_{0, slip})^{C_2} \dots\dots\dots(2.56)$$

Dimana C_1 dan C_2 didefinisikan seperti halnya $\tau_{0, slip}$

Sebagai tambahan, pendefinisian batas permukaan juga dapat dikondisikan pada dinding yang bertranslasi maupun berotasi tanpa mengubah model.

4. Internal fluid boundary condition

Kondisi batas ini didefinisikan apabila terdapat satu atau beberapa daerah batas *non-intersecting axisymmetric rotating*, yaitu dispesifikasikan permukaan yang dijadikan referensi putaran. Dalam hal ini parameter aliran harus diset *axisymmetric*.

2.5.5 Tahapan-Tahapan Proses CFD

Secara umum langkah kerja CFD terdiri dari tahapan-tahapan berikut ini :

a. PreProcessor

Pada tahapan ini proses-proses yang dilakukan diantaranya adalah seperti :

- Pendefinisian geometri model untuk menjadi domain komputasi
- Pembuatan grid, pada proses ini domain dibagi-bagi menjadi sub-domain yang lebih kecil.
- Pendefinisian sifat-sifat fluida.
- Spesifikasi kondisi yang sesuai pada sell (volume/elemen kontrol) yang bersentuhan dengan batas domain
- Pemilihan fenomena fisik dan kimia yang diperlukan untuk permodelan

b. Solver

Pada tahapan ini dilakukan proses komputasi numerik dengan menggunakan salah satu dari 3 metode numerik:

1. Pendekatan variable yang diketahui menjadi fungsi yang lebih sederhana
2. Diskritisasi dengan substitusi pendekatan kedalam persamaan yang mengatur aliran

3. Solusi dan persamaan aljabar

Persamaan-persamaan yang akan dihitung dalam penyelesaian numerik adalah

- ❖ Persamaan konversi massa atau kontinuitas

$$\left| \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \right| \dots\dots\dots(2.57)$$

Persamaan kontinuitas massa umum yang berlaku untuk aliran kompresibel

maupun inkompresibel yang merupakan fungsi dari komponen kecepatan dan v searah sumbu x dan y.

- ❖ Persamaan konservasi momentum

Untuk arah sumbu-x :

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \dots\dots\dots(2.58)$$

Untuk arah sumbu-y :

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) \dots\dots\dots(2.59)$$

Dimana p adalah tekanan statik, ρ adalah densitas, μ adalah viskositas dinamik. U merupakan arah kecepatan yang searah dengan sumbu-x, dan v adalah kecepatan searah sumbu-y

- ❖ Persamaan konversi energi

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{k}{\rho C_p} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) + \frac{\mu}{\rho C_p} \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] \dots\dots\dots(2.60)$$

Dimana T adalah temperature, k adalah konduktivitas termal, ρ adalah densitas, C_p adalah kalor jenis, μ adalah viskositas dinamik, u dan v adalah kecepatan searah sumbu-x dan y.

Proses *Computational mesh* dan *Numerical solution* yang dilakukan adalah sebagai berikut :

Software menggunakan jenis *mesh rectangular* untuk *computational domain*-nya. *Rectangular computational domain* secara otomatis dibangun

dan memiliki bidang batas yang ortogonal terhadap sistem koordinat cartesius. Proses computational *mesh* terdiri atas beberapa tahap, diantaranya adalah :

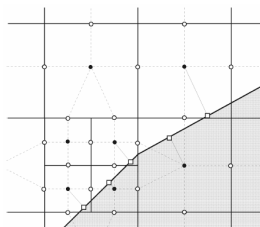
1. Membangun *basic mesh*, tahapan ini membagi *computation domain* ke dalam banyak bidang batas *mesh* yang ortogonal terhadap koordinat cartesius. Pada tahapan ini dapat pula diatur jumlah *mesh* dan jarak antar *mesh*-nya
2. Mendefinisikan *solid/fluid interface (capturing)*, yaitu pada tahapan ini mendefinisikan batas *solid cells* dan *fluid cells* serta *partial* dan *irregular cells*.
3. Mendefinisikan *solid/liquid curvature*, Yaitu tahapan untuk memisahkan dan menggabungkan batas *solid* dan *liquid cells* obyek
4. Melakukan proses perbaikan *mesh (refining mesh)*, yaitu tahapan ini melakukan perbaikan distribusi mesh berdasarkan kriteria yang dipilih

Dalam proses pendekatan sistem komputasi dan refining *mesh* digunakan metode *cell centered finite volume (FV)*. Penjabaran proses komputasi diintegrasikan ke dalam satu kontrol volume (*grid cell*), diman nilai tengah dari *grid cell* dijadikan acuan proses komputasinya. Persamaan hukum konservasi energi, massa dan momentum yang direpresentasikan ke dalam bentuk *volume cell* dan *surface cell* adalah :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int U dv + \oint F \cdot ds = \int Q dv \dots\dots\dots(2.61)$$

Dengan metode diskritisasi :

$$\frac{\partial}{\partial t} (Uv) + \sum_{cell \ faces} F \cdot s = Qv \dots\dots\dots(2.62)$$



Gambar 2.31 Computational mesh cells pada solid dan liquid

Bentuk Persamaan numerik :Indeks “n” menunjukkan nilai parameter disetiap waktu dan “*” menunjukkan nilai rata-rata parameter aliran. Maka persamaan numerik untuk kalkulasi nilai parameter aliran dalam fungsi leve waktu (n+1) dengan menggunakan nilai yang telah diketahui pada saat level waktu (n) adalah :

$$\frac{\mathbf{U}^* - \mathbf{U}^n}{\Delta t} + A_h(\mathbf{U}^n, p^n) \mathbf{U}^* = S^n \quad \dots\dots\dots(2.63)$$

$$L_h \delta p = \frac{\text{div}_h(\rho \mathbf{u}^*)}{\Delta t} + \frac{1}{\Delta t} \frac{\rho^* - \rho^n}{\Delta t}, \quad \dots\dots\dots(2.64)$$

$$\rho^* = \rho(p^{n+1}, T^*, \mathbf{y}^*), \quad \dots\dots\dots(2.65)$$

$$\rho \mathbf{u}^{n+1} = \rho \mathbf{u}^* - \Delta t \cdot \text{grad}_h \delta p, \quad \dots\dots\dots(2.66)$$

$$p^{n+1} = p^n + \delta p, \quad \dots\dots\dots(2.67)$$

$$\rho T^{n+1} = \rho T^*, \rho \kappa^{n+1} = \rho \kappa^*, \rho \varepsilon^{n+1} = \rho \varepsilon^*, \rho \gamma^{n+1} = \rho \gamma^*, \quad \dots\dots\dots(2.68)$$

$$\rho^{n+1} = \rho(p^{n+1}, T^{n+1}, \mathbf{y}^{n+1}). \quad \dots\dots\dots(2.69)$$

Keterangan :

1. $\mathbf{U} = (\rho u_x, \rho T, \rho \kappa, \rho \varepsilon, \rho \gamma)^T$ adalah parameter yang merepresentasikan set variabel lengkap meliputi tekanan (p), vektor kecepatan $\mathbf{u} = (u_1, u_2, u_3)^T$ dan vektor komponen tambahan konsentrasi didalam campuran fluida $\delta p = p^{n+1} - p^n$ (*pressure correction*). Parameter-parameter ini dihitung dengan menggunakan fungsi diskrit di tiap *center of cell* dengan persamaan 2.64 dan 2.68

Metode proses penyelesaian *linear algebraic system*

1. *Iterative method for non-symmetrical problems*, metode menyelesaikan persamaan *asymmetric systems of liner equation* yang diturunkan dari persamaan momentum, temperatur dan persamaan spesifik Untuk proeses *preconditioning* digunakan *conjugated gradient method* dan faktorisasi *incomplete LU*.

2. *Iterative method for symmetric problem*, metode ini untuk menyelesaikan permasalahan *symetric algebric* untuk persamaan 2.64
3. *Multygrid method*, metode ini adalah tekni metode akselerasi yang dapat menghemat waktu komputasi. *Multygrid algorithm* digunakan pada metode ini, yaitu berdasarkan *level mesh* yang diberikan. Proses komputasi dilakukan pada level *grid coarser* setelah didapatkan hasil maka proses komutasi dilanjutkan dengan proses interpolasi ke level coarse dan fine sebagai koreksi dari hasil sebelumnya hingga didapat kriteria yang diinginkan.

c. ***Post Processor***

Pada tahapan ini hasil-hasil komputasi numerik divisualisasikan dan didokumentasikan untuk melakukan analisis dan lain sebagainya.

