

## BAB II

### STUDI LITERATUR

#### 2.1 PRINSIP DASAR 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)

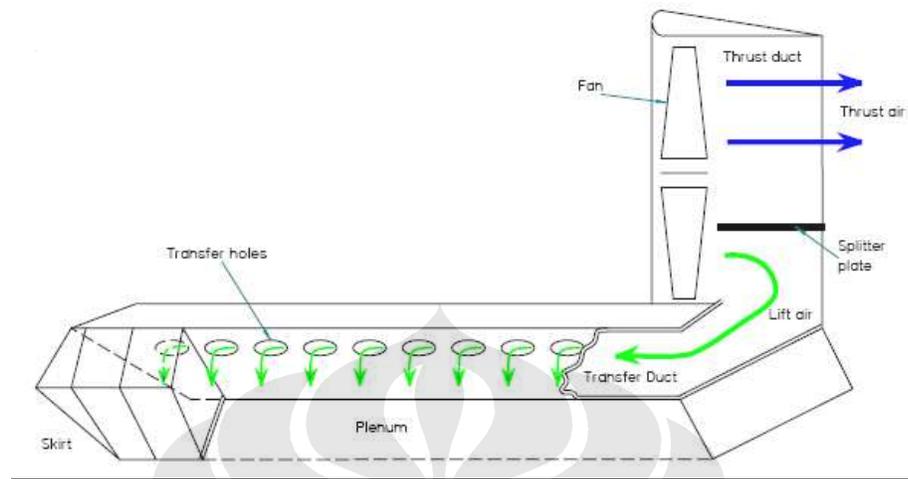
Gaya dorong dihasilkan dari daya propulsi yang menghasilkan cukup tekanan untuk membuat suatu kendaraan bergerak. Pada *hovercraft* (*circular hovercraft*) sendiri gaya dorong dapat dihasilkan melalui fan atau blower yang difungsikan untuk menghasilkan tenaga untuk mendorong.

- *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.

## 2.2 INTEGRATED HOVERCRAFT

*Integrated hovercraft* merupakan satu jenis *hovercraft* yang hanya menggunakan satu buah motor dan fan yang berfungsi untuk menghasilkan gaya dorong (*thrust system*) dan gaya angkat (*lift system*). 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** desain *integrated hovercraft*

Skema diatas menunjukkan desain dari *integrated hovercraft*, dimana motor yang 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 kontinyu keluar melalui jarak yang dibentuk antara *hovercraft* dan lantai (*hover gap*) yang disertai dengan timbulnya efek gaya angkat (*lift*) yang disebabkan oleh kenaikan tekanan yang terjadi pada sisi *cushion*.

### 2.2.1 Karakteristik sistem angkat (*lifting system*)

- *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 putaran dari motor yang diperlukan untuk menghasilkan gaya angkat pada sistem.

- *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 aplikasil *hovercraft* sebenarnya.

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

- *Maximum lift*

Pada aplikasinya *air gap* pada *hovercraft* merupakan referensi awal dalam disain yang dijaga agar tetap stabil. Pada perhitungan *maximum lift*, *air flow* disertai dalam perhitungan. Hal ini merepresentasikan perhitungan terhadap kemungkinan kebocoran aliran fluida pada *skirt*.

### 2.2.2 Karakteristik sistem dorong (*thrust system*)

- *Maximum static thrust*

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

- *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 beresik dalam pengoperasiannya.

### 2.2.3 Performa sistem angkat (*lift system*) dan sistem dorong (*thrust system*)

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

- Parameter aliran fluida
  - a. Densitas dari udara ( $\rho$ ), pada kondisi udara standar densitas udara didefinisikan sebesar  $1.22 \text{ kg/m}^3$ .
  - b. Temperatur udara dalam *craft* (T), pada kondisi standard parameter ini didefinisikan sebesar  $15^{\circ}\text{C}$ .
  - c. Diameter fan ( $d_{\text{fan}}$ ), yaitu ukuran diameter dari *thrust & lift fan* (m)
  - d. Diameter Hub ( $d_{\text{hub}}$ ), yaitu diameter *hub* dari *thrust & lift fan* (m)
  - e. Tekanan statis dibelakang *thrust & lift fan* ( $P_{\text{st}_{\text{th}}}$ )
  - f. Kecepatan fan ( $v_0$ ), yaitu kecepatan masuk *duct* dimana kecepatan *thrust* telah diperhitungkan (m)
  - g. Tinggi *splitter* ( $h_{\text{sp}}$ ), yaitu tinggi pembagi aliran fluida yang melewati *thrust dan lift system*. (m)
  - h. *Gear box rasio* ( $k_p$ ), bila digunakan *gear* atau *belt*.

- Performa motor
  - i. Putaran motor (rpm) dan daya motor (HP), menunjukkan debit aliran fluida.
  - j. Kecepatan angular fan ( $\omega_0$ ) dan diameter fan ( $d_0$ )
- Sistem angkat (lift system)
  - k. *Cushion area* ( $a_c$ ), yaitu luas daerah yang terdapat pada skirt ( $m^2$ )
  - l. *Craft mass* ( $m_c$ ), yaitu berat seluh unit *hovercraft*, termasuk bahan bakar, mesin, dll (kg)
  - m. *Skirt angle* ( $\theta_s$ ), yaitu sudut antara *skirt* dan lantai
  - n. *Skirt clearance* ( $h$ ), yaitu dikenal dengan *hover gap* (jarak angkat) (m)
  - o. *Cushion perimeter* ( $CP_c$ ), yaitu keliling dari *skirt* sesuai dengan bentuk *craft* (m)
  - p. *Design factor* ( $k_s$ ), yaitu koefisien untuk kondisi permukaan operasional *hovercraft*. Dari referensi didapat disain factor pada berbagai kondisi :
    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+
  - q. Diameter transfer plenum transfer hole ( $dt_1$ ) (m)
  - r. Number plenum transfer hole ( $nt_1$ ) (m)

- *Splitter area*

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

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

Pers. (2.1)

Dengan *duct area* :

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

Pers. (2.2)

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

*Thrust ratio* :

$$k_{th} := \frac{a_{th}}{a_d}$$

Pers. (2.3)

*Lift ratio* :

$$k_{sp} := \frac{a_{sp}}{a_d}$$

Pers. (2.4)

#### 2.2.4 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

##### 1. Splitter area ratio

$$r_{fan} := \frac{d_{fan}}{2}$$

Pers. (2.5)

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

Pers. (2.6)

$$a_d := \frac{\pi \cdot (d_{fan}^2 - d_{hub}^2)}{4} \dots\dots\dots(\text{luas area dari } duct) \quad \text{Pers. (2.7)}$$

$$a_{th} := a_d - a_{sp} \dots\dots\dots(\text{luas area } thrust) \quad \text{Pers. (2.8)}$$

$$k_{th} := \frac{a_{th}}{a_d} \dots\dots\dots(thrust ratio) \quad \text{Pers. (2.9)}$$

$$k_{sp} := \frac{a_{sp}}{a_d} \dots\dots\dots(lift ratio) \quad \text{Pers. (2.10)}$$

Kecepatan keluar fluida sebagai fungsi dari tekanan statis dan kecepatan fan

$$v_4(P_s, \omega_{fan}, t) := \frac{Q(P_s, \omega_{fan}, t)}{a_d} \quad \text{Pers. (2.11)}$$

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

$$F(P_s, \omega_{fan}, t) := k_{th} \cdot \rho \cdot Q(P_s, \omega_{fan}, t) \cdot (v_4(P_s, \omega_{fan}, t) - v_0) \quad \text{Pers. (2.12)}$$

## 2.3 FAN AKSIAL

Fan aksial merupakan salah satu jenis fan yang banyak digunakan dalam aplikasi dunia *engineering*. Fungsi dari fan aksial pada umumnya adalah sama seperti fungsi dari *propeller*, yaitu menggerakkan fluida (udara) secara aksial atau paralel dengan shaft motor penggerakannya. Pada penggunaannya, fan aksial seringkali digunakan untuk kondisi operasi sistem yang membutuhkan debit aliran udara yang besar pada tekanan yang relatif rendah dan menunjukkan performa yang optimal dalam pengkondisian pada lingkungan dengan nilai tekanan statik yang besar. Bentuk dari sudu biasanya dibuat dalam bentuk aerofoil untuk meningkatkan efisiensi dari fan dan susunan dari sudu yang menyusun fan biasanya tidak berdekatan satu sama lainnya (konfigurasinya dapat bervariasi).

### 2.3.1 Performa fan

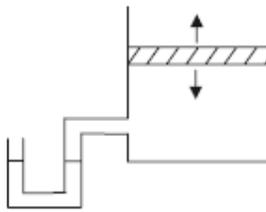
- **Konsep tekanan pada fan**

Secara teoritis, aliran udara yang terjadi diantara dua daerah yang berbeda tergantung pada perbedaan nilai tekanan yang ada pada kedua daerah tersebut. Perbedaan tekanan ini merupakan parameter yang memaksa sejumlah besar udara mengalir dari daerah yang memiliki tekanan yang lebih tinggi ke daerah dengan tekanan yang lebih rendah. Sebuah sistem fan menghasilkan energi dengan cara meningkatkan nilai perbedaan tekanan total yang terdapat pada sisi inlet dan output sistemnya.

- **Tekanan statik fan**

Tekanan statik ( $P_s$ ) merupakan salah satu parameter yang digunakan untuk mengetahui performa dari fan. Tekanan statik ( $P_s$ ) yang dibutuhkan untuk menggerakkan udara di sistem sebanding dengan nilai kuadrat dari kecepatan aliran yang diberikan. Tekanan statik bernilai negatif bila nilainya berada dibawah nilai tekanan atmosfer, dan bernilai positif ketika nilainya lebih dari tekanan atmosfer.

Konsep dari Tekanan statik ditunjukkan oleh gambar dibawah ini. Dapat dilihat bahwa sistem terdiri dari silinder dan sebuah manometer, dimana pada saat piston bergerak, maka Tekanan statik dapat bernilai positif ataupun negatif.



**Gambar 2.2** Konsep tekanan statik

- **Tekanan dinamik fan**

Pada saat sistem diberikan kecepatan aliran, disamping Tekanan statik maka secara bersamaan muncul tekanan dinamik yang mempengaruhi sistem. Tekanan dinamik ( $P_v$ ) untuk udara standar didefinisikan sebagai :

$$P_v = \left( \frac{V}{4005} \right)^2 \quad \text{Pers. (2.13)}$$

Nilai  $P_v$  selalu positif dan arahnya selalu berlawanan dengan arah aliran. Pada proses transfer energi ke fluida udara dari impeller menghasilkan kenaikan nilai tekanan statik dan tekanan dinamik.

Persamaan dibawah ini menunjukkan tekanan yang ditimbulkan akibat kecepatan udara yang diberikan di sistem pada sisi outletnya :

$$P_v = \left( \frac{Q_o / A_o}{1097} \right)^2 \rho_o \quad \text{Pers. (2.14)}$$

Dengan :

$Q_o$  = debit aliran udara ( $\text{ft}^3/\text{min}$ ) pada sisi outlet

$A_o$  = luas area aliran pada sisi outlet ( $\text{ft}^2$ )

$\rho_o$  = massa jenis udara ( $\text{lbm}/\text{ft}^3$ )

- **Tekanan total fan**

Tekanan total dari sistem adalah penjumlahan kedua nilai tekanan statik dan dinamik.

$$P_t = P_s + P_v \quad \text{Pers. (2.15)}$$

Tekanan total fan adalah perbedaan nilai tekanan total yang terjadi antara sisi outlet dan sisi inlet fan.

$$P_r = P_{r\theta} - P_n \quad \text{Pers. (2.16)}$$

Ketika kondisi inlet fan dikondisikan dekat dengan tekanan atmosfer, maka

$$P_n = 0 \quad \text{Pers. (2.17)}$$

dengan nilai :

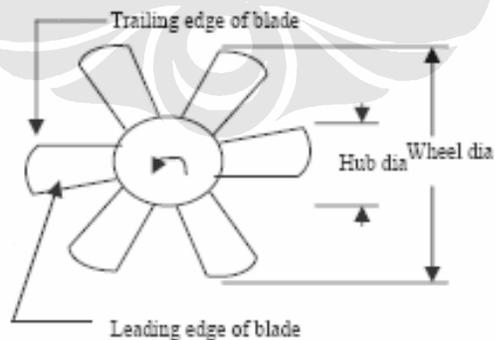
$P_{r\theta}$  = rata-rata nilai tekanan dinamik pada sisi outlet

- **Diameter hub**

Minimum diameter *hub* dapat dihitung setelah kecepatan operasional dari sistem fan dipilih. Nilai minimum hub diameter didefinisikan sebagai berikut :

$$d_{\min} = 19,000 / \text{rpm} \cdot \sqrt{P_s} \quad \text{Pers. (2.18)}$$

Sehubungan dengan nilai tekanan statik fan, dari *low* – *medium*, maka nilai diameter *hub* dapat bervariasi dari 30-80 % diameter luar sudu.



Gambar 2.3 Diameter hub

*Hub ratio* didefinisikan sebagai :

$$r = \frac{r_H}{r_t}$$

Pers. Pers. (2.19)

Dengan :

$r_H$  = Jari-jari hub

$r_t$  = Jari-jari tip

- **Jumlah sudu**

Jumlah sudu ( $n_b$ ) yang optimal dalam satu sistem fan dapat dihitung dari ukuran *hub* dan *tipnya*. Persamaan tersebut didefinisikan :

$$n_b = \frac{6r}{1-r}$$

Pers. (2.20)

- **Soliditas sudu**

Soliditas sudu merupakan parameter yang menunjukkan rasio antara panjang *chord* dengan *blade spacing*, yaitu  $X_c/X_p$  (biasa disebut dengan *pitch-chord ratio*). Nilai ini secara langsung mendeskripsikan nilai debit yang dihasilkan per putaran *blade*.

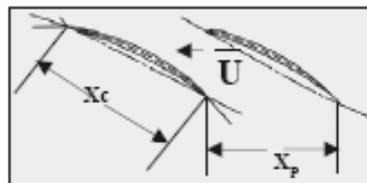
$$x_p = \frac{2\pi R}{n_b} = \frac{\pi R(1-r)}{3r}$$

Pers. (2.21)

Dengan :

$X_p$  = *blade spacing* atau *pitch*, dimana nilainya didapat dari nilai keliling fan ( $2\pi R$ ) dibagi dengan jumlah *blade* yang digunakan ( $n_b$ ).

$X_c$  = *chord length of blade*, yaitu jarak antara ujung-ujung edge di fan dalam radius yang sama.



Gambar 2.4 Chord length of blade

Nilai konfigurasi *pitch-chord ratio* memiliki nilai optimal dan efisien pada nilai 4:1 atau lebih besar dari nilai tersebut.

- **Lebar sudu**

Lebar dari sudu adalah daerah yang diukur sepanjang garis singgung permukaan silinder dengan *blade*. Pada sisi *hub* fan, sebaiknya sudu-sudu tidak diposisikan dalam posisi *overlapping*. Hal ini dilakukan agar posisi *blade* tidak menghalangi aliran udara di sekitar fan. Untuk mencegah hal ini maka biasanya ukuran *blade width* (L) haruslah bernilai sama ataupun lebih kecil dari :

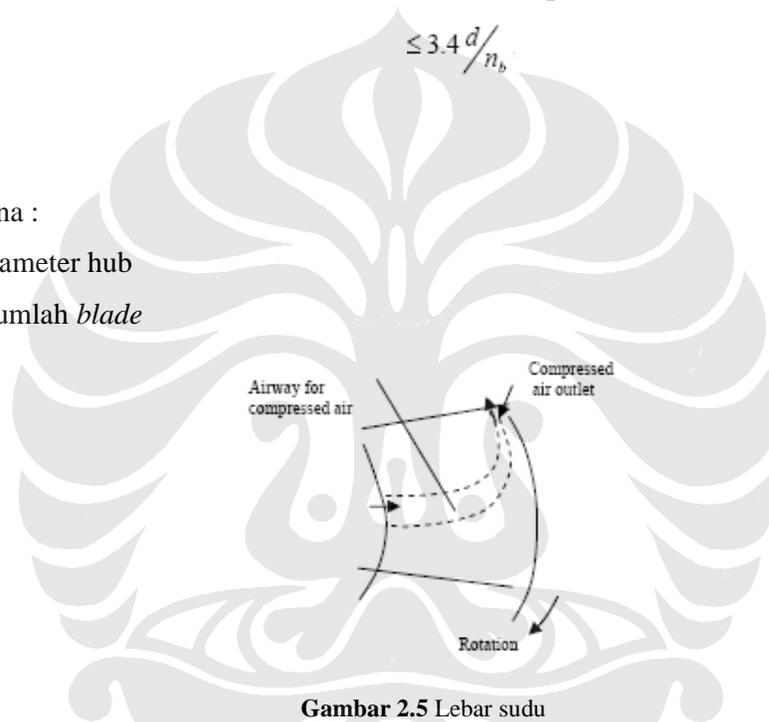
$$\leq 3.4 \frac{d}{n_b}$$

Pers. (2.22)

Dimana :

d = diameter hub

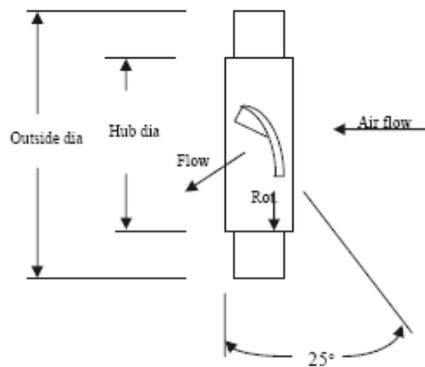
$n_b$  = jumlah *blade*



Gambar 2.5 Lebar sudu

- **Blade angle dan distribusi kecepatan**

Aliran udara yang melewati fan aksial merupakan aliran yang sejajar dengan sumbu putar fan. Pada sisi inlet, aliran mengalir sejajar sumbu putaran, kemudian dengan mekanisme putaran yang diberikan dari shaft ke impeller, sudu fan membelokkan arah aliran udara. Seperti yang terlihat pada skema dibawah ini, yaitu aliran yang melewati fan *blade* berbentuk helical, dimana kecepatan dari udara terdiri dua komponen utama, yaitu komponen aksial dan komponen tangensial kecepatannya.



Gambar 2.6 Komponen kecepatan pada sudu

- **Tip clearance**

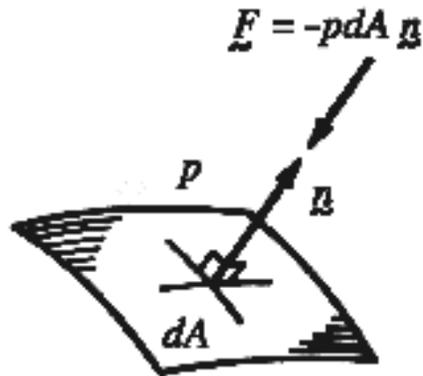
Jarak antara tip dari fan dan permukaan *casing* yang mengelilinginya merupakan parameter yang penting dalam proses aliran udara yang dihasilkan dari fan. Keuntungan utama dari jarak tip clearance yang kecil adalah meningkatkan jumlah aliran yang dihasilkan pada kondisi rpm yang diberikan dan juga untuk mengurangi noise akibat turbulensi yang terjadi didekat *blade tips*. Rekomendasi yang diberikan untuk ukuran dari tip clearance adalah :

$$\text{Tip Clearance} = \frac{\text{Fan Diameter}}{100} \quad \text{Pers. (2.23)}$$

Penurunan nilai tip clearance sebesar 1% sampai 3% dapat meningkatkan aliran udara sistem sebesar 10 %.

## 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 2.7 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 [1]. 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.

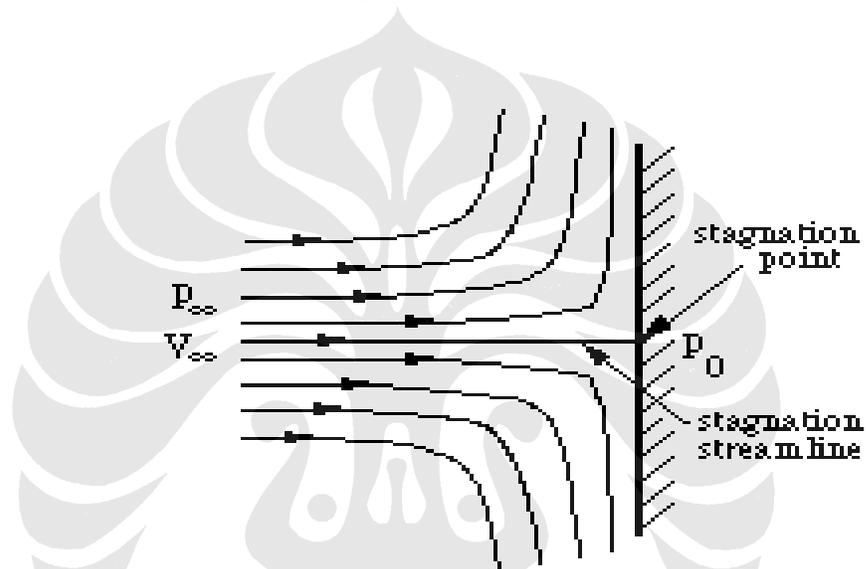
- Tekanan differensial

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 2.8** Pola aliran yang mengalir pada suatu pelat datar

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 [2] :

$$p_e + \frac{1}{2}\rho V_e^2 = p_0 + \frac{1}{2}\rho V_0^2 \quad \text{Pers. (2.24)}$$

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*

Pers. (2.25)

Dimana : P adalah tekanan statik

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

Po merupakan tekanan total disepanjang *streamline*

Penyederhanaan dari persamaan Bernoulli dapat dituliskan sebagai berikut :

$$\text{Tekanan statik} + \text{Tekanan dinamis} = \text{Tekanan total}$$

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 :

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho_a}} \quad \text{Pers. (2.26)}$$

Dimana : v = Kecepatan (m/s)

$\Delta p$  = Perbedaan tekanan antara tekanan total dan tekanan statis  
(*total and static tappings*) ( $\text{N/m}^2$ )

$\rho_a$  = Densitas udara ( $\text{kg/m}^3$ )

$$\Delta p = \rho_m \cdot g \cdot \Delta h \quad \text{Pers. (2.27)}$$

Dimana :  $\rho_m$  = Densitas dari fluida manometer ( $\text{kg/m}^3$ )

$g$  = Konstanta gravitasi ( $\text{m/s}^2$ )

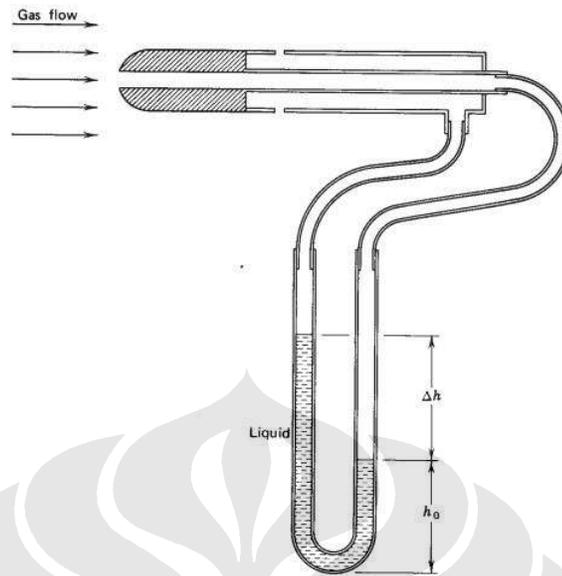
$\Delta h$  = Perbedaan ketinggian manometer

#### 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 2.9** Skema sistem tekanan *Pitot Tube*

Keterangan :

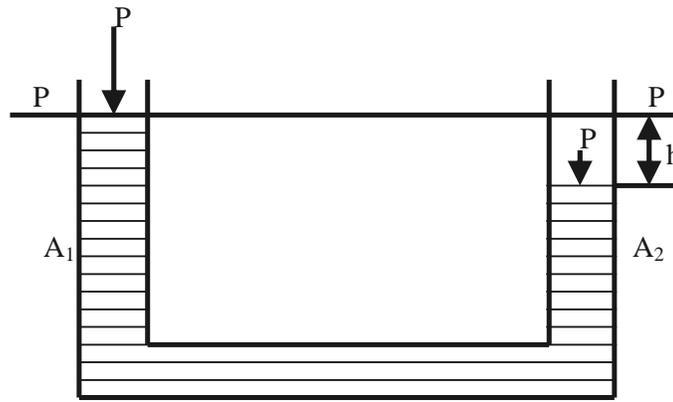
Pipa U sebelah kanan menerima tekanan stagnasi  $p_0$ .

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 2.10** Sistem tekanan Manometer U

Pembacaan pada skala tersebut dinyatakan [3]:

$$p_a + \rho_m g h = p + \rho_f g h \quad \text{Pers. (2.28)}$$

atau

$$p - p_a = g h (\rho_m - \rho_f) \quad \text{Pers. (2.29)}$$

Dengan :  $p$  = Tekanan yang diukur  
 $p_a$  = Tekanan atmosfer  
 $\rho_m$  = Densitas fluida manometer  
 $\rho_f$  = 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 <sup>5</sup> (pascal)
	= 760 mmHg
1 Pa (Pascal)	= 1 N/m <sup>2</sup>
1 Torr	= 1 mmHg
1 Bar	= 10 <sup>5</sup> 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,

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad \text{pers.(2.30)}$$

Dan persamaan kekekalan massa :

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \nabla \cdot \tau_{ij} \quad \text{pers.(2.31)}$$

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 hampir tidak mungkin. Meskipun begitu, dimungkinkan untuk menghasilkan solusi dari persamaan ini yaitu dengan menggunakan pendekatan berbasis computer yang disebut *Computational Fluid Dynamics (CFD)*.

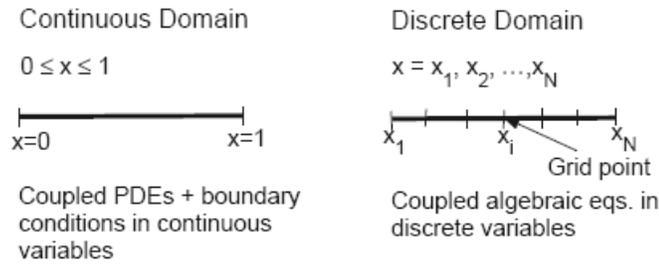
### 2.5.2 Strategi penyelesaian dalam CFD

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:

$$p = p(x), 0 < x < l \quad \text{Pers. (2.32)}$$

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

$$p_i = p_i(x), i = 1, 2, \dots, N. \quad \text{Pers. (2.33)}$$



**Gambar 2.11** diskritisasi mesh

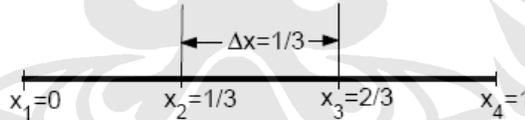
pada solusi CFD, nilai variabel aliran ditentukan hanya pada titik grid. Nilai pada titik lainnya ditentukan dengan interpolasi nilai pada titik grid.

### 2.5.3 Diskritisasi menggunakan *Finite-Difference Method*

Persamaan sederhana untuk 1-dimensional:

$$\frac{du}{dx} + u^m = 0; \quad 0 \leq x \leq 1; \quad u(0) = 1 \quad \text{Pers. (2.34)}$$

Dengan menggunakan diskritisasi menggunakan Metode differensial-hingga, maka:



Sehingga persamaan diskritnya menjadi:

$$\frac{u_i - u_{i-1}}{\Delta x} + u_i = 0 \quad \text{Pers. (2.35)}$$

#### 2.3.3.1 Diskritisasi Menggunakan *Finite-Volume Method*

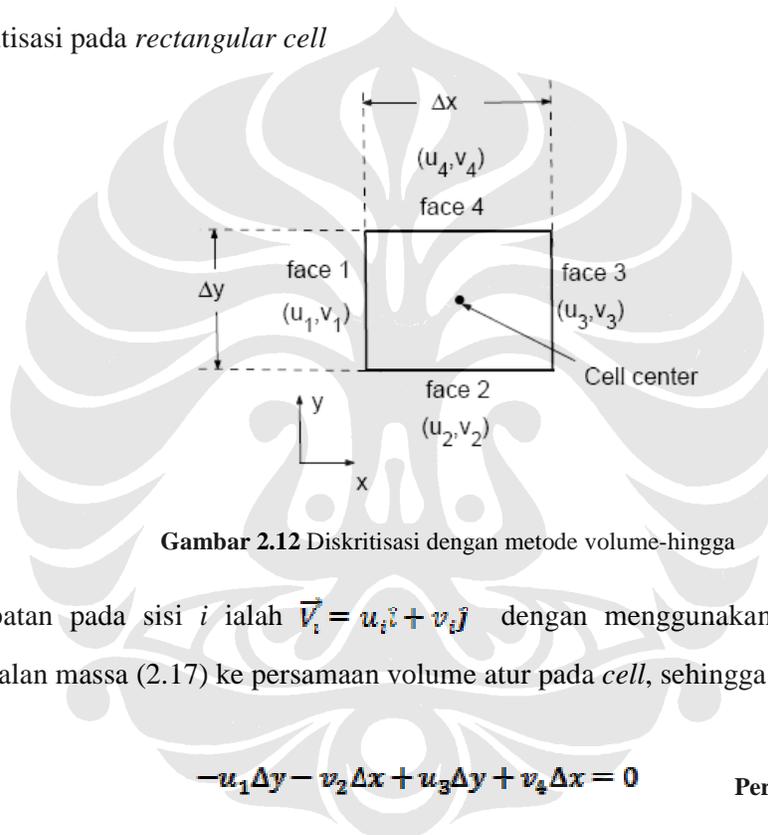
Pada metode volume hingga (*Finite-Volume Method*) kotak-kotak grid disebut *cell* dan titik pada grid disebut *node*. Jenis dari *cell* berbeda-beda yaitu *quadrilateral*, *triangular* (untuk 2D analisis), *Hexahedral*, *tetrahedral*, prisma (untuk analisis 3D). Pada pendekatan volume-hingga, bentuk 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 :

$$\int_S \vec{V} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad \text{Pers. (2.36)}$$

Pada persamaan (2.36) 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 2.12 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:

$$-u_1 \Delta y - v_2 \Delta x + u_3 \Delta y + v_4 \Delta x = 0 \quad \text{Pers. (2.37)}$$

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 :

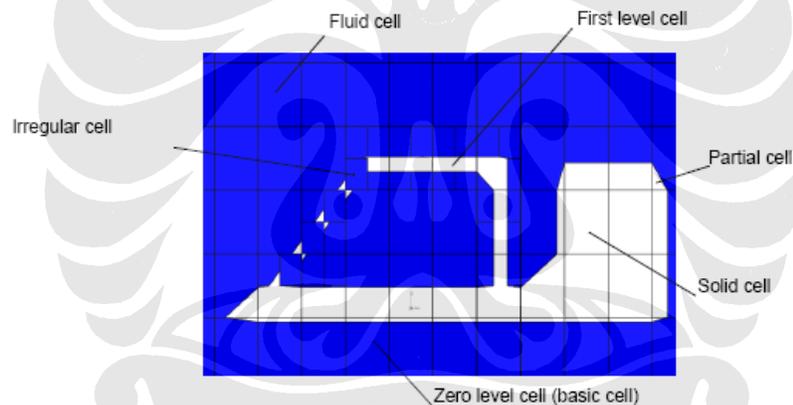
1. *Fluid cells*, yaitu *mesh* dalam fluida

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

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



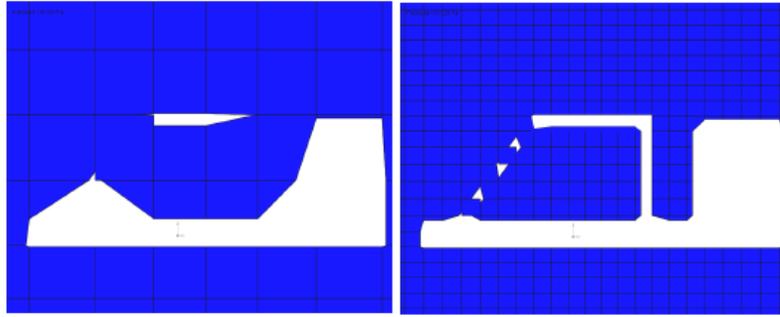
**Gambar 2.13** Model original dari solidworks



**Gambar 2.14** 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 2.15** Contoh konstruksi *basic mesh*

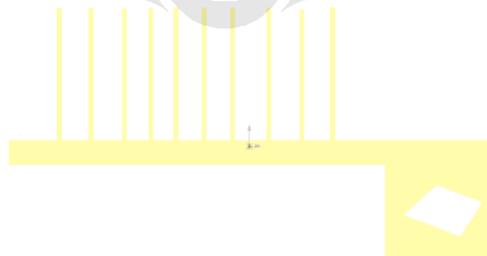
Untuk mendapatkan hasil komputasi yang akurat, maka proses kontrol terhadap jumlah dan distribusi *mesh* perlu dilakukan. Control *mesh* pada *software* adalah satu pilihan yang dapat digunakan untuk membangun konstruksi *mesh* yang optimal untuk melakukan proses *solving* terhadap daerah objek yang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

1. Meningkatkan level *mesh*

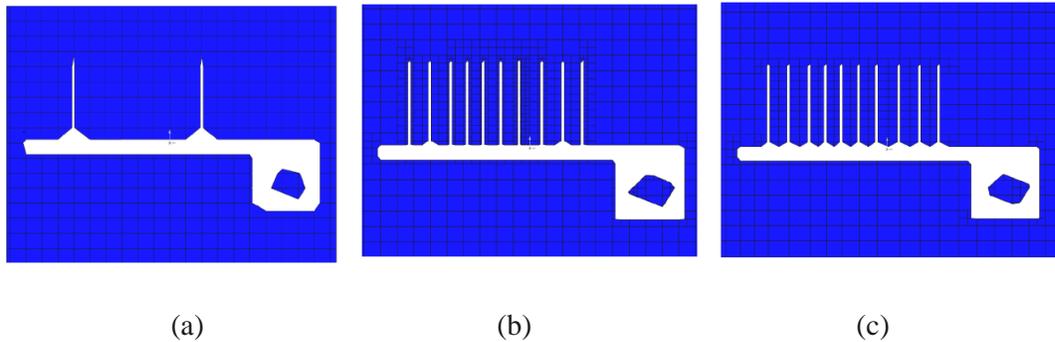
Peningkatan level *mesh* adalah satu langkah yang merepresentasikan proses peningkatan jumlah *mesh* pada objek, serta memperbaiki *non-optimal mesh*

2. mendefinisikan *control plane*

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



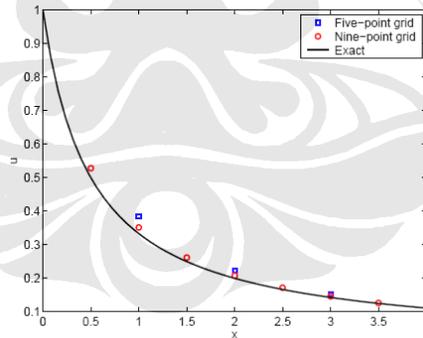
**Gambar 2.16** Model original



**Gambar 2.17** (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

#### *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 2.18** Pengaruh jumlah *grid* terhadap hasil simulasi

#### **2.5.4 Kondisi Batas (*Boundary Conditions*)**

*Boundary conditions* adalah kondisi dari batasan sebuah kontrol volume tersebut. Dalam analisa 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 objek. Pendefinisian *boundary condition* dilakukan secara manual pada sisi *inlet* dan *outlet* objek. Pada tahapan ini kondisi batas dari objek diklasifikasikan pada *pressure opening*, *flow opening* dan *fan* tergantung pada kondisi batas yang dibutuhkan objek 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* ( $\tau$ ) melebihi *yield stress*-nya ( $\tau_{0, slip}$ ) dengan kecepatannya (*slip velocity*) adalah :

$$v_{slip} = C_1 (\tau - \tau_{0, slip})^{C_2} \quad \text{Pers. (2.38)}$$

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

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:

- Pendekatan variable yang diketahui menjadi fungsi yang lebih sederhana
- Diskritisasi dengan substitusi pendekatan kedalam persamaan yang mengatur aliran
- Solusi dan persamaan aljabar

Persamaan-persamaan yang akan dihitung dalam penyelesaian numerik adalah

- Persamaan konversi massa atau kontinuitas

$$\left| \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \right| \quad \text{Pers. (2.39)}$$

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- $x$  :

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad \text{Pers. (2.40)}$$

Untuk arah sumbu- $y$  :

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad \text{Pers. (2.41)}$$

Dimana  $p$  adalah tekanan statik,  $\rho$  adalah densitas,  $\mu$  adalah viskositas dinamik.  $u$  merupakan arah kecepatan yang searah dengan sumbu- $x$ , dan  $v$  adalah kecepatan searah sumbu- $y$

- Persamaan konversi energi

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{k}{\rho C_p} \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) + \frac{\mu}{\rho C_p} \left[ 2 \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] \quad \text{Pers. (2.42)}$$

Dimana  $T$  adalah temperatur,  $k$  adalah konduktivitas termal,  $\rho$  adalah densitas,  $C_p$  adalah kalor jenis,  $\mu$  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 cartesian. Proses *computational mesh* terdiri atas beberapa tahap, diantaranya adalah :

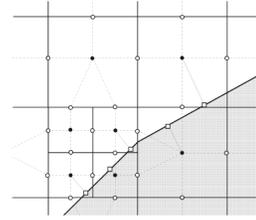
1. Membangun *basic mesh*, tahapan ini membagi *computation domain* ke dalam banyak bidang batas *mesh* yang ortogonal terhadap koordinat cartesian. Pada tahapan ini dapat pula diatur jumlah *mesh* dan jarak antar *mesh*-nya
2. Mendefinisikan *solid / fluid interface (capturing)*, yaitu pada tahapan 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* objek
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*), dimana 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 :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int \mathbf{U} dv + \oint \mathbf{F} \cdot d\mathbf{s} = \int \mathbf{Q} dv \quad \text{Pers. (2.43)}$$

Dengan metode diskritisasi :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\mathbf{U}v) + \sum_{\text{cell faces}} \mathbf{F} \cdot \mathbf{S} = \mathbf{Q}v \quad \text{Pers. (2.44)}$$



**Gambar 2.19** 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 level waktu (n+1) dengan menggunakan nilai yang telah diketahui pada saat level waktu (n) adalah :

$$\frac{\mathbf{U}^* - \mathbf{U}^n}{\Delta t} + A_h(\mathbf{U}^n, p^n) \mathbf{U}^* = S^n \quad \text{Pers. (2.45)}$$

$$L_h \delta p = \frac{\text{div}_h(\rho \mathbf{u}^*)}{\Delta t} + \frac{1}{\Delta t} \frac{\rho^* - \rho^n}{\Delta t}, \quad \text{Pers. (2.46)}$$

$$\rho^* = \rho(p^n + \delta p, T^*, \mathbf{y}^*), \quad \text{Pers. (2.47)}$$

$$\rho \mathbf{u}^{n+1} = \rho \mathbf{u}^* - \Delta t \cdot \text{grad}_h \delta p, \quad \text{Pers. (2.48)}$$

$$p^{n+1} = p^n + \delta p, \quad \text{Pers. (2.49)}$$

$$\rho T^{n+1} = \rho T^*, \rho \kappa^{n+1} = \rho \kappa^*, \rho \varepsilon^{n+1} = \rho \varepsilon^*, \rho \mathbf{y}^{n+1} = \rho \mathbf{y}^*, \quad \text{Pers. (2.50)}$$

$$\rho^{n+1} = \rho(p^{n+1}, T^{n+1}, \mathbf{y}^{n+1}). \quad \text{Pers. (2.51)}$$

Keterangan :

1.  $\mathbf{U} = (\rho u_x, \rho T, \rho \kappa, \rho \varepsilon, \rho \mathbf{y})^T$  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 2.46 dan 2.50

Metode proses penyelesaian *linear algebraic system*

1. *Iterative method for non-symmetrical problems*, metode menyelesaikan persamaan *asymmetric systems of linear equation* yang diturunkan dari persamaan momentum, temperatur dan persamaan spesifik Untuk proses *preconditioning* digunakan *conjugated gradient method* dan faktorisasi *incomplete LU*.
2. *Iterative method for symmetric problem*, metode ini untuk menyelesaikan permasalahan *symetric algebraic* untuk persamaan 2.46
3. *Multygrid method*, metode ini adalah teknik 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 komputasi dilanjutkan dengan proses interpolasi ke level *coarse* dan *fine* sebagai koreksi dari hasil sebelumnya hingga didapat kriteria yang diinginkan.

c. **Post Processor**

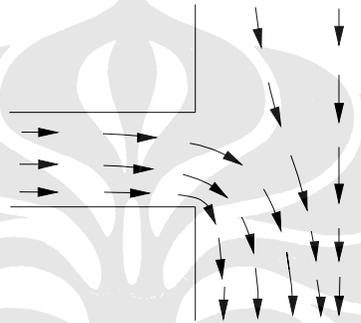
Pada tahapan ini hasil-hasil komputasi numerik divisualisasikan dan didokumentasikan untuk melakukan analisa dan lain sebagainya.

## 2.6 POLA-POLA ALIRAN FLUIDA

Aliran fluida merupakan sesuatu yang kompleks, walaupun begitu ada beberapa konsep yang dapat digunakan untuk memvisualisasikan dan menganalisa aliran tersebut. Oleh karenanya dalam subbab ini akan dibahas mengenai *streamlines*, *streaklines* dan *pathlines* dalam analisa aliran. *Streamlines* seringkali digunakan dalam hal-hal analitis dan *streaklines* dan *pathlines* sering digunakan dalam hal experimental. Pola-pola aliran fluida secara kuantitatif dapat digambarkan dengan vector kecepatan. Ada beberapa tipe pola garis yang dipakai untuk menggambarkan suatu aliran fluida, yaitu :

- *Streamlines*

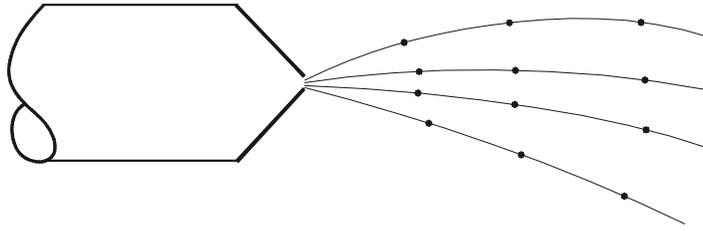
*Streamlines* adalah garis dimanapun yang bersinggungan dengan vektor kecepatan. Jika aliran *steady*, tidak ada vektor kecepatan pada titik yang tetap berubah terhadap waktu, maka *streamlines* adalah garis yang tetap dalam ruang tersebut. Untuk aliran *unsteady* maka *streamlines* juga akan berubah terhadap waktu. *Streamlines* didapatkan secara analitis dengan mengintegalkan persamaan yang mendefinisikan garis yang bersinggungan dengan vektor kecepatan [Kline: Flow Visualization].



**Gambar 2.20** Pola *streamlines* pada suatu sistem

- *Streaklines*

*Streaklines* adalah semua partikel dalam aliran yang melalui beberapa titik. *Streaklines* lebih kearah tool laboratorium dibandingkan dengan tool untuk analisis. *Streaklines* didapat dengan mengambil gambar foto dari partikel yang melalui daerah tertentu dalam aliran pada waktu tertentu. Garis dapat dihasilkan dengan menginjeksikan secara kontinyu fluida yang tampak (asap yang mengalir natural atau pewarna dalam air) pada lokasi tertentu. Jika aliran *steady* setiap partikel yang diinjeksi akan mengikuti alur dari partikel sebelumnya membentuk *steady streakline* yang akan sama dengan *streamline* yang melalui titik injeksi. Untuk aliran *unsteady* partikel yang diinjeksi pada titik yang sama dan waktu yang berbeda belum tentu memiliki pola yang sama dengan sebelumnya [4].



**Gambar 2.21** Pola *streaklines* yang keluar dari satu titik

- *Pathlines*

*Pathlines* adalah garis yang merupakan jejak dari partikel yang mengalir dari satu titik ke titik yang lain. *Pathlines* adalah konsep *Lagrangian* yang dapat dihasilkan dengan menandai partikel fluida dan merekam gerakan dari partikel tertentu. Jika aliran *steady* maka *path* yang terbentuk akan sama dengan garis yang dibentuk oleh semua partikel lain yang sebelumnya melalui titik tertentu (*streakline*). Untuk beberapa kasus *pathline* ini bersinggungan dengan vektor kecepatan. Jadi *pathlines*, *streamlines*, *streaklines* adalah sama untuk aliran *steady* namun tidak demikian untuk aliran *unsteady* [4].