

BAB III

DESAIN ORIGINAL *CIRCULAR HOVERCRAFT* DAN MODIFIKASI DESAIN

3.1 EVALUASI SISTEM INTEGRATED CIRCULAR HOVERCRAFT PROTO X-1

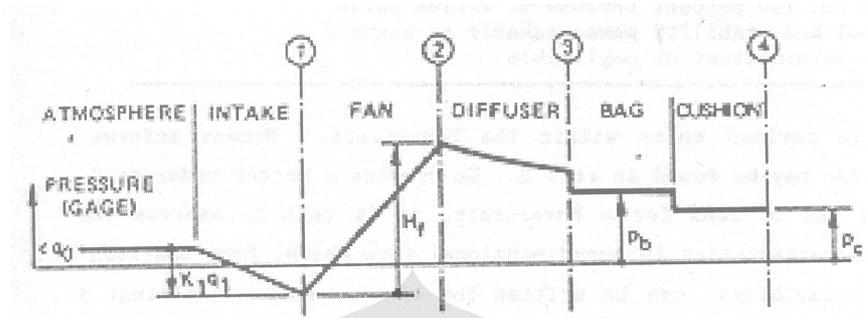
Rancang bangun *Integrated Circular Hovercraft Proto-X1* adalah satu jenis *light hovercraft* yang dibuat dengan kapasitas satu orang penumpang dan kapasitas beban total maksimum adalah sebesar 150 kg. Pada awalnya, *hovercraft* ini dibuat dengan konsep kendaraan rekreasi, dimana penumpang dapat menikmati sensasi berkendara diatas *air cushion vehicle* dengan posisi berdiri[7]. Berangkat dari ide itu, maka rancang bangun *hovercraft* ini dibuat dengan dimensi yang relatif kecil dan berbentuk *circular* (lingkaran) untuk optimisasi konstruksi desain dan estetika produk, yaitu dengan dimensi diameter maksimal *hovercraft* adalah 1.4 m.

Pada kondisi kerja aktual, rancang bangun *hovercraft* yang baik haruslah dapat menunjukkan satu karakteristik unik yang dimilikinya, yaitu berjalan diatas udara dan memberikan gaya dorong (*thrust force*). Kemampuan *hovercraft* untuk memberikan gaya angkat minimal sampai *hovercraft* mulai melayang (*hovering*) dan berjalan dengan kecepatan tertentu ini berkaitan dengan pemenuhan tekanan minimum dari *cushion* (*cushion pressure, P_c*) dan besarnya gaya dorong yang diberikan. *Cushion pressure* adalah fungsi dari beban total *hovercraft* yang dapat diangkat akibat aliran udara yang keluar dari *cushion area* ke lingkungan.

Dalam aplikasi pada kondisi real, **Integrated Circular Hovercraft Proto-X1 belum mampu untuk memberikan kemampuan hovercraft untuk melayang diudara maupun memberikan gaya dorong untuk manuver hovercraft.**

Berangkat dari permasalahan tersebut, maka penulis beserta dua rekan lainnya, yaitu Febri Razakur Rahim (040402029Y)[5], dan Irvan Darmawan (040402041X)[6] mencoba untuk melakukan satu evaluasi, analisis dan redesain terhadap sistem komponen yang memiliki fungsi krusial dalam *hovercraft*.

Dari literatur didapat bahwa distribusi tekanan dari *fan* menuju *cushion area* adalah sebagai berikut :



Gambar 3.1 Distribusi tekanan *hovercraft*

Dari skema grafik diatas dapat dilihat bahwa sebuah rancangan *hovercraft* yang baik, sekali lagi harus dapat memenuhi jumlah tekanan *cushion* minimum agar *hovercraft* tersebut dapat melayang di udara. Grafik menunjukkan bahwa pemenuhan tekanan *cushion* minimum ini terkait dengan beberapa faktor, diantaranya adalah :

1. Karakteristik *fan*, pada desain *fan* yang digunakan untuk sistem dorong (*thrust system*) dan sistem angkat (*lift system*) haruslah memiliki tekanan outlet yang minimal sama dengan tekanan *cushion area* ditambah dengan *pressure losses* dari *bag*, dan *diffuser*.
2. Desain komponen *bag*, disan *bag* yang efisien haruslah dapat menekan nilai *pressure drop* yang terjadi dari *bag* ke *cushion area*. Nilai *pressure drop* yang tinggi menyebabkan kebutuhan akan tekanan dari *fan* juga semakin besar dan otomatis harga semakin mahal. Sebaliknya, performa desain *bag* yang dapat memberikan nilai *pressure drop* yang kecil dapat meningkatkan performa kerja *hovercraft*, dan kebutuhan spesifikasi tekanan *fan* dapat diminimalisir.
3. Desain sistem *diffuser*, desain sistem *diffuser* (pembagi aliran) juga merupakan faktor penting yang harus dievaluasi agar *pressure loss* yang terjadi pada saat aliran udara melewati komponen ini tidaklah terlalu besar.

Dari penjabaran diatas maka penulis mencoba melakukan evaluasi, analisis dan redesain terhadap sistem *bag skirt* yang digunakan pada Integrated Circular Hovercraft Proto-X1 yang telah dibuat sebelumnya. Langkah awal yang dilakukan adalah mencoba untuk mengevaluasi performa rancang bangun *bag skirt*

pada *hovercraft* tersebut, kemudian dilakukan analisis dan modifikasi desain untuk mengoptimalkan performanya.

Pada tugas akhir ini penulis membatasi bahwa proses modifikasi desain dilakukan pada bagian *bag skirt* *hovercraft* untuk melihat pada kebutuhan tekanan *cushion* minimum dan dihubungkan pada kemampuan *fan* telah digunakan yang digunakan Proses modifikasi ini juga didasarkan tambahan literatur desain pemilihan *fan* dan *diffuser* dari tugas akhir kedua rekan penulis diatas .

3.1.1 Desain original Integrated Circular Hovercraft Proto-X1

Rancang bangun *Integrated Circular Hovercraft Proto-X1* ditunjukkan oleh gambar dibawah ini[7]. Sistem ini menggunakan komponen *hovercraft* yaitu berupa aksial *fan* sebagai alat yang menghasilkan gaya dorong dan angkat sekaligus, sistem *bag skirt* dengan *transfer hole* berjumlah 8 (diameter lubang masing-masing 80 mm) yang teretak di sisi bawah *bag skirt*, serta pembagi udara dengan perbandingan 2/3 untuk sistem angkat (*lift system*). dan 1/3 untuk sistem dorong (*thrust system*)



Gambar 3.2 Desain original Integrated Circular Hovercraft Proto-X1

Spesifikasi data pemodelan hovercraft (original) :

$\rho = 1.22 \text{ kg/m}^3$	massa jenis udara
$d_{\text{fan}} = 0.6096 \text{ m}$	diameter <i>fan</i>
$d_{\text{hub}} = 0.14 \text{ m}$	diameter <i>hub</i>
$P_{S_{\text{th}}} = 22..59 \text{ N/m}^2$ (221.53 Pa)	tekanan sttis di belakang <i>thrust fan</i>
$V_0 = 0 \text{ m/s}$	kecepatan dorong

dengan pembagi aliran adalah 2/3 untuk *lift system*, didapat :

$h_{sp} = 0.406$ m (16 inchi) tinggi *splitter* (pembagi aliran)

Performa motor :

2800 rpm 5.5 HP

Lift system :

$$a_c = \pi r^2$$
$$= \pi 0.6^2$$

$$= 1.1304 \text{ m}^2$$

luas *cushion area*

$$m_c = 150 \text{ kg}$$

massa total *hovercraft*

$$\theta_s = 45^\circ$$

sudut antara *skirt* dengan permukaan tanah

$$h = 0.0254 \text{ cm (1 inchi)}$$

hover gap

$$CP_c = 2\pi r$$

keliling dari *cushion area*

$$= 2\pi \cdot 0.6$$

$$= 3.768 \text{ m}$$

$$k_s = 1.3$$

faktor desain untuk kondisi medan *hovercraft*

$$d_{t1} = 0.08 \text{ m}$$

diameter *plenum transfer hole* (variasi-1)

$$n_{t1} = 8$$

jumlah *plenum transfer hole* (variasi-1)

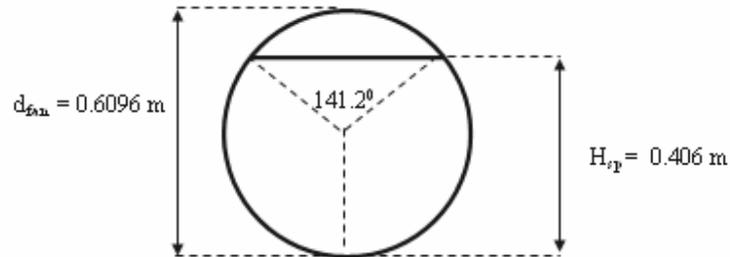
3.1.2 Evaluasi performa kerja sistem Integrated Circular Hovercraft Proto-X1

Evaluasi terhadap performa kerja dari rancang bangun *circular hovercraft* ini dilakukan dengan melakukan perhitungan terhadap sistem *lift*, *thrust* dan performa *fan*. Dari hasil perhitungan, maka diharapkan bahwa akar permasalahan yang menyebabkan *hovercraft* tersebut tidak dapat beroperasi normal dapat diketahui dan proses redesain dapat dilakukan dengan mengacu pada asumsi permasalahan tersebut.

Pembagi aliran :

Dari spesifikasi didapat bahwa pembagi aliran (*splitter area*) adalah sebuah bidang horizontal, maka didapat :

Thrust calculation :



Gambar 3.3 Skema pembagi aliran

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

$$a_{sp} = \pi \cdot 0.3048^2 - \left[\pi \cdot \left(2 \cos^{-1} \left(\frac{0.3048 - (0.6096 - 0.406)}{0.3048} \right) / 360 \right) \cdot \frac{0.6096^2}{4} - \sqrt{0.3048^2 - (0.3048 - (0.6096 - 0.406))^2} \cdot (0.3048 - (0.6096 - 0.406)) \right]$$

$$a_{sp} = 0.2917 - [0.1144 - 0.029095]$$

$$a_{sp} = 0.2064 \text{ m}^2$$

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

$$= \frac{\pi(0.6096^2 - 0.14^2)}{4}$$

$$= 0.2763 \text{ m}^2$$

$$a_{th} = a_d - a_{sp}$$

$$= 0.2763 - 0.2064$$

$$= 0.0699 \text{ m}^2$$

$$k_{th} = a_{th}/a_d$$

$$= 0.0699/0.2763$$

$$=25.30 \%$$

$$k_{sp} = a_{sp}/a_d$$

$$= 0.2064/0.2763$$

$$= 74.7 \%$$

Kecepatan pada sisi outlet fan (fungsi dari tekanan statik dan kecepatan fan)

$$\begin{aligned}v(p_s, \omega_{fan}, t) &= \frac{Q(p_s, \omega_{fan}, t)}{a_d} \\ &= \frac{1.19}{0.2763} \\ &= 4.30 \text{ m/s}\end{aligned}$$

Gaya dorong (fungsi dari tekanan statik dan kecepatan fan)

$$\begin{aligned}F(p_s, \omega_{fan}, t) &= k_{th} \rho Q(p_s, \omega_{fan}, t) (v(p_s, \omega_{fan}, t) - v_0) \\ &= 0.253 \times 1.22 \times 1.19 \times (4.30 - 0) \\ &= 1.579 \text{ N}\end{aligned}$$

Kecepatan maksimum pada engine dan thrust :

$$P_s = P_{s_{th}}$$

$$\begin{aligned}P_{s_{th}} &= F(p_s, \omega_{fan}, t) / a_{th} \\ &= 1.579 / 0.0699 \\ &= 22.59 \text{ N/m}^2 = 221.53 \text{ Pa}\end{aligned}$$

$$X = 5.5 \text{ HP}$$

$$\omega_{eng} = 2800$$

Dengan tidak digunakan transmisi (gear box), maka nilai k_p adalah 1

$$\begin{aligned}\omega_{fan} &= \omega_{eng} / k_p \\ &= (2\pi 2800) / (60 \times 1) \\ &= 293.066 \text{ rad/s}\end{aligned}$$

Lift calculation :

1. Cushion pressure :

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

percepatan gravitasi

$$P_c = \frac{m_c g}{a_c}$$

$$= \frac{150 \times 9.8}{1.13097}$$

$$= 1299.76 \text{ Pa}$$

2. Discharge coefficient :

Dengan nilai $\theta_s = 45$, maka nilai discharge coefficient-nya adalah :

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

$$D_c(\theta) = 0.537$$

3. Cushion flow rate :

$$h = 0.0254 \text{ m}$$

$$P_c = 1299.76 \text{ Pa}$$

$$CP_c = 3.768 \text{ m}$$

$$v_{nom} = \sqrt{\frac{2}{\rho} p_c \cdot h CP_c D_c(\theta_s)}$$

$$= \sqrt{\frac{2}{1.22} 1299.76 \times 0.0254 \times 3.768 \times 0.537}$$

$$= 2.37 \text{ m}^3/\text{s}$$

$$k_s = 1.3$$

$$v = v_{nom} \times k_s$$

$$= 2.33 \times 1.3$$

$$= 3.08 \text{ m}^3/\text{s}$$

4. Plenum transfer hole losses :

$$a_{t1} = \frac{\pi}{4} d_{t1}^2$$

$$a_{i2} = \frac{\pi}{4} d_{i2} \quad a_i = \frac{\pi}{4} (n_{i1} d_{i1}^2 + n_{i2} d_{i2}^2 + n_{i3} d_{i3}^2)$$

$$a_{i3} = \frac{\pi}{4} d_{i3}$$

Dengan jumlah lubang adalah 8 dan dengan ukuran diameter masing-masing lubang adalah seragam, yaitu 80 mm (0.08 m), maka

$$\begin{aligned} a_i &= \frac{\pi}{4} (8 \times 0.08^2) \\ &= 0.040192 m^2 \end{aligned}$$

5. *Lift power :*

1. *Lift nozzel power*

$$\begin{aligned} P_N &= p_c^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} (h C P_c D_c(\theta)) \\ &= 1299.76^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{2}{1.22}} (0.0254 \times 3.768 \times 0.537) \\ &= 3083.53 \text{ watt} = 4.1 \text{ Hp} \end{aligned}$$

2. *Plenum orifice nozzel*

Jika $\theta_i = 135^\circ$, maka $D_c(\theta_i) = 0.746$

$$\begin{aligned} \Delta p_i(v) &= \frac{\rho}{2} \left(\frac{v}{a_i D_c(\theta_i)} \right)^2 \\ \Delta p_i(v) &= \frac{1.22}{2} \left(\frac{3.07}{0.040192 \times 0.746} \right)^2 \end{aligned}$$

$$\Delta p_i(v) = 6395.13 \text{ Pa}$$

$$\begin{aligned} P_i(v) &= \Delta p_i(v)^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} (a_i D_c(\theta)) \\ &= (6395)^{\frac{3}{2}} \sqrt{\frac{2}{1.22}} (0.040192 \times 0.746) \\ &= 19.632,39 \text{ watt} = 26.3 \text{ Hp} \end{aligned}$$

3. *Lift power*

$$\begin{aligned}
 P_L &= P_N + P_t(v) \\
 &= 4.1 + 26.3 \\
 &= 30.4 \text{ Hp}
 \end{aligned}$$

6. *Lift point*

1. *Lift point-1*

$$\begin{aligned}
 P_{s1} &= \frac{Pc}{Pa} \\
 &= \frac{1299.76}{1} = 1299.76 \text{ Pa}
 \end{aligned}$$

2. *Lift point-2*

$$\begin{aligned}
 q_2 &= v_{nom} \\
 &= 2.37 \text{ m/s} \\
 \Delta p_t(v) &= \frac{1.22}{2} \left(\frac{2.37}{0.040192 \times 0.746} \right)^2 = 3811.27 \text{ Pa}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 P_{s2} &= \frac{Pc + \Delta P_t(q_2)}{Pa} \\
 P_{s2} &= \frac{1299.76 + 3811.27}{1} = 4363.52 \text{ Pa}
 \end{aligned}$$

3. *Lift point-3*

$$\begin{aligned}
 q_3 &= v_{nom} \cdot k_s \\
 &= 3.081 \text{ m/s} \\
 P_{s3} &= \frac{Pc + \Delta P_t(q_3)}{Pa} \\
 P_{s3} &= \frac{1299.76 + 6395.13}{1} = 7694.89 \text{ Pa}
 \end{aligned}$$

Dari hasil perhitungan diatas, dapat dilihat bahwa nilai *lift point* 1, 2 dan 3 masing-masing adalah sebesar 1299.76 Pa, 4363.52 Pa dan 7694.89 Pa. . Secara berurutan, nilai-nilai ini menunjukkan seberapa besar tekanan yang dibutuhkan oleh *hovercraft* untuk mulai mengangkat (namun tidak ada hover gap), mengambang di udara (disertai dengan hover gap) dan mengambang di udara (dengan hovergap, kondisi

medan yang buruk). Hasil perhitungan dapat ditarik asumsi bahwa terdapat beberapa faktor yang menjadi faktor penyebab utama hovercraft tidak dapat memberikan gaya angkat minimum, diantaranya adalah :

1. Nilai tekanan *cushion* minimum yang diperlukan agar *hovercraft* dapat melayang diudara sebesar 1299.76 tidak dapat dipenuhi oleh *fan* aksial yang ada. Kemampuan maksimal dari *fan aksial* untuk menghasilkan tekanan statis adalah 735.5 Pa. Nilai ini jauh dibawah nilai minimum tekanan *cushion* yang dibutuhkan
2. Nilai *pressure drop* dari *bag* ke *cushion* pada saat melewati *transfer hole* yang sangat tinggi, yaitu sebesar $\Delta p_t(v) = 3811.27 Pa$ menyebabkan tekanan yang sampai di *cushion area* menjadi sangat kecil. Hal ini diakibatkan desain yang kurang baik bentuk *bag* dan *transfer hole* yang terdapat di bawah *skirt* itu sendiri.
3. Nilai gaya pada bagian *Thrust* yang sangat kecil mengakibatkan hovercraft tidak dapat bergerak dan bermanuver, hal ini juga diakibatkan dari ketidakmampuan hovercraft untuk melayang, sehingga nilai gesekan hovercraft dengan lantai juga menghambat *thrust*.

3.2 MODIFIKASI SISTEM INTEGRATED CIRCULAR HOVERCRAFT PROTO-X1

Berangkat dari hasil evaluasi diatas maka agar *hovercraft* dapat bekerja dengan baik, perlu dilakukan proses modifikasi terhadap komponen *fan*, *diffuser*, *bag*-nya. Pada tugas akhir kali ini pembatasan masalah yang dilakukan adalah hanya pada desain *bag skirt* yang mempengaruhi nilai *cushion pressure*, dengan mengacu pada pemilihan *fan* dan sistem *diffuser* didapat dari hasil analisis mendetail dari Febri dan irvan. Sebagai tambahan, pada rancang bangun original *Integrated Circular Hovercraft Proto-X1* belum menyertakan pertimbangan kemampuan *hovercraft* untuk diopersasikan di wilayah perairan, atau dengan kata lain *hovercraft* belum memiliki kemampuan mengapung di air pada saat *engine* dimatikan[7]. Untuk itu proses modifikasi juga dilakukan dengan menambahkan sistem “*rotary plate*” dan penambahan “elemen *stereof foam*” di alas *hovercraft* untuk menghasilkan efek

buoyancy yang dapat menjaga *hovercraft* tetap dalam keadaan mengapung meskipun *engine* dimatikan.

3.2.1 Perhitungan awal modifikasi desain

Dari proses perhitungan didapat bahwa dari spesifikasi diameter *cushion* awal *hovercraft* sebesar 1.4 m dan dengan beban total 150 kg tekanan *cushion* (P_c) minimum yang harus dipenuhi adalah sebesar 1299,76 Pa memiliki konsekuensi bahwa kebutuhan *fan* yang dibutuhkan untuk membuat *hovercraft* melayang adalah lebih besar dari jumlah itu.

Langkah pertama yang dilakukan adalah dengan melakukan penambahan ukuran diameter *cushion* sebesar 0.2 m, sehingga diameter disan *hovercraft* adalah 1.6 m. Penambahan ukuran diameter *cushion* ini didasarkan kepada analisis kemampuan maksimal *mixed flow fan* yang dilakukan oleh rekan Febri, dimana dari hasil analisisnya dipilih **Spesifikasi *mixed flow fan* yang mampu memberikan tekanan maksimum hingga 1200 Pa.** Penambahan ukuran juga dibatasi oleh asumsi bahwa *hovercraft* yang dibuat adalah untuk rekreasi satu orang penumpang, dimana dimensinya tidak boleh terlalu besar Dengan asumsi bahwa penambahan beratnya adalah sebesar 5 kg, maka :

Lift system :

$$\begin{aligned} a_c &= \pi r^2 \\ &= \pi 0.8^2 \\ &= 2.0096 \text{ m}^2 \end{aligned} \quad \text{luas cushion area}$$

Lift calculation :

Cushion pressure :

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2 \quad \text{percepatan gravitasi}$$

$$\begin{aligned} P_c &= \frac{m_c g}{a_c} \\ &= \frac{155 \times 9.8}{2.0096} \\ &= 755.87 \text{ Pa} \end{aligned}$$

Nilai *cushion pressure* (P_c) sebesar 755.87 Pa masih dibawah tekanan maksimal *mixed flow fan* sebesar 1200 Pa sehingga dapat dikatakan bahwa penetapan ukuran diameter *cushion* sebesar 1.8 m dapat dilakukan.

Permasalahan berikutnya adalah pada proses desain untuk meminimalisir *pressure drop* yang terjadi pada saat udara melewati *plenum transfer hole* menuju *cushion area* yang sangat besar, yaitu :

Plenum transfer hole losses :

$$a_{t1} = \frac{\pi}{4} d_{t1}^2$$

$$a_{t2} = \frac{\pi}{4} d_{t2}^2 \quad a_t = \frac{\pi}{4} (n_{t1} d_{t1}^2 + n_{t2} d_{t2}^2 + n_{t3} d_{t3}^2)$$

$$a_{t3} = \frac{\pi}{4} d_{t3}^2$$

Dengan jumlah lubang adalah 8 dan dengan ukuran diameter masing-masing lubang adalah seragam, yaitu 80 mm (0.08 m), maka

$$a_t = \frac{\pi}{4} (8 \times 0.08^2) \\ = 0.040192 m^2$$

Jika $\theta_t = 135$, maka $D_c(\theta_t) = 0.746$

$$q_2 = v_{nom} \\ = 2.37 m/s^3$$

$$\Delta p_t(v) = \frac{1.22}{2} \left(\frac{2.37}{0.040192 \times 0.746} \right)^2 = 3811.27 Pa$$

$$P_{s2} = \frac{P_c + \Delta P_t(q_2)}{Pa}$$

$$P_{s2} = \frac{1299.76 + 3811.27}{1} = 4363.52 Pa$$

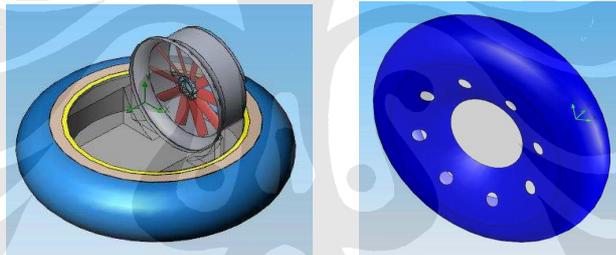
Nilai *pressure drop* yang sangat besar ini diakibatkan oleh penggunaan *transfer hole* di bagian bawah *skirt*. Dengan diameter hanya 80 mm dan jumlah 8 buah *pressure*

drop yang terjadi dari *bag* ke *cushion* adalah sebesar 3811.27 Pa. Untuk mengatasi hal ini perlu dilakukan desain terhadap dimensi, jumlah dan bentuk *transfer hole* tersebut dan juga efisiensi bentuk *bag skirt* yang digunakan juga perlu dilakukan. Desain optimal untuk sistem *bag skirt* haruslah dapat menghasilkan nilai *pressure drop* kurang dari nilai tekanan *mixed flow fan* maksimum dikurangi tekanan minimum pada *cushion*, yaitu sebesar $1200 - 755.87 = 444.13$ Pa.

3.2.2 Proses modifikasi desain

Dari batasan nilai *pressure drop* yang harus dicapai oleh sistem *bag skirt* sebesar 444.13 Pa, maka beberapa proses modifikasi dilakukan dan analisis simulasi dilakukan diantaranya adalah sebagai berikut :

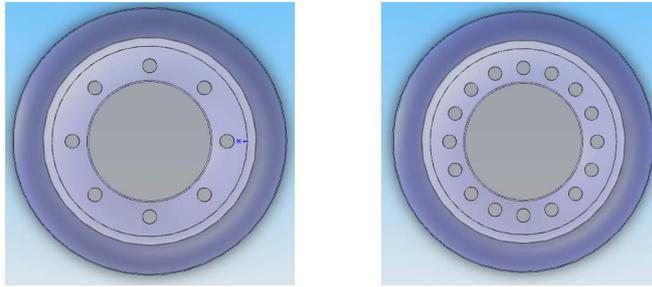
1. Analisis model original *Integrated Circular Hovercraft Proto-XI* dengan beban total 150 kg, ukuran diameter *cushion area* sebesar 1.4 m, jumlah dan ukuran *transfer hole* masing-masing adalah 8 dan 80 mm.



Gambar 3.4 Model original *Integrated Circular Hovercraft Proto-XI*

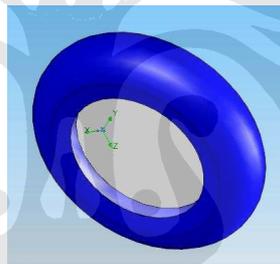
Pada simulasi ini akan dibahas performa kerja awal hovercraft awal dilakukan dengan dua data input yang berbeda, yaitu 735.5 Pa [7] dan 4563.53 Pa.

- a. Data simulasi tekanan masuk ke dalam bag 735.5 Pa adalah data yang didapat dari spesifikasi tekanan statik maksimum yang dihasilkan dari penggunaan fan axial fan hovercraft.
 - b. Data simulasi tekanan masuk ke dalam bag sebesar 4563.52 Pa adalah data yang digunakan sebagai pembandingan hasil perhitungan evaluasi performa kerja circular hovercraft yang telah didapat awal BAB III.
2. Analisis penambahan jumlah dan ukuran *transfer hole* di area bag dengan variasi jumlah lubang 8 dan 16 dan ukuran lubang adalah 80 – 120 mm.



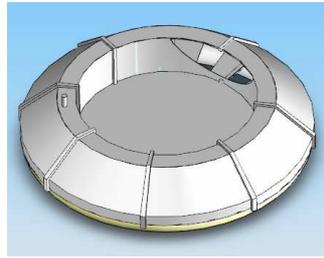
Gambar 3.5 Model variasi transfer hole (a) 8 (b) 16 pada bag skirt *Integrated Circular Hovercraft Proto-XI*

3. Analisis pemotongan bagian *transfer hole* di area bawah *bag skirt* (tidak memakai *transfer hole*). Simulasi ini bertujuan untuk melihat efek pemotongan lubang (*transfer hole*) yang terdapat pada sisi bawah skirt terhadap nilai *cushion pressure* (P_c). Skema desain simulasi ditunjukkan oleh gambar berikut :

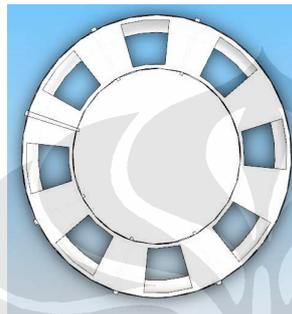


Gambar 3.6 Model cutting transfer hole pada bag skirt *Integrated Circular Hovercraft Proto-XI*

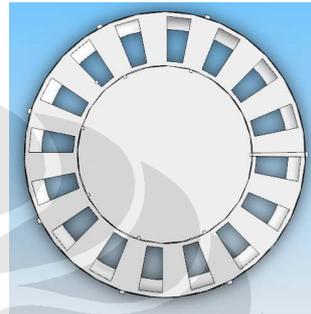
4. Analisis pengurangan ukuran dimensi *bag skirt* (jari-jari *bag*) dan penambahan *plenum chamber* pada *hull hovercraft*, serta variasi ukuran dan jumlah *plenum transfer hole* yang terdapat pada *hull*. Berangkat dari hasil simulasi cutting transfer hole pada bag skirt, didapat bahwa ukuran bag yang terlalu besar adalah tidak efisien. Untuk mengurangi area yang tidak efisien di bagian bag maka selanjutnya proses modifikasi dilakukan untuk melihat efek pengurangan dimensi bag skirt. Skema desain modifikasinya ditunjukkan oleh gambar berikut :



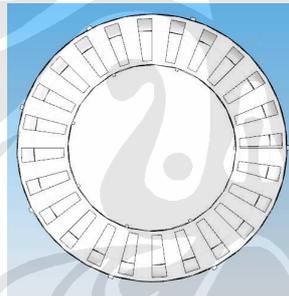
(a)



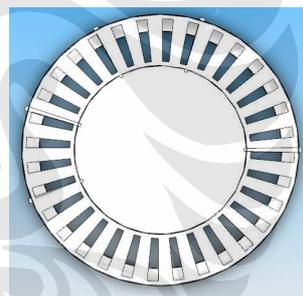
(b)



(c)



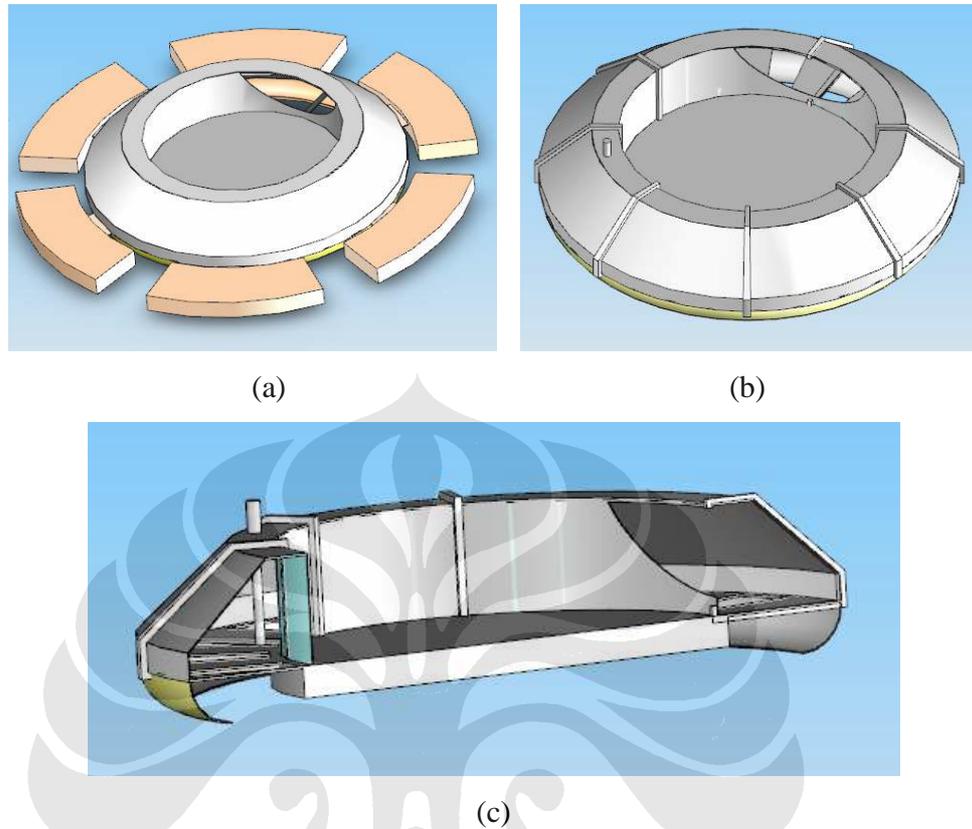
(d)



(e)

Gambar 3.7 (a) Pengukuran ukuran bag skirt, (b) variasi jumlah plenum transfer hole 8, (c) variasi jumlah plenum transfer hole 16, (c) variasi jumlah plenum transfer hole 24, , (d) variasi jumlah plenum transfer hole 32

5. Sebagai tambahan adalah dilakukan analisis Perhitungan terhadap parameter penambahan sistem *rotary plate* dan *stereof foam* untuk menjaga *hovercraft* agar tetap mengapung meski *engine* dimatikan di perairan serta tingkat kestabilan *hovercraft* saat dioperasikan di perairan.

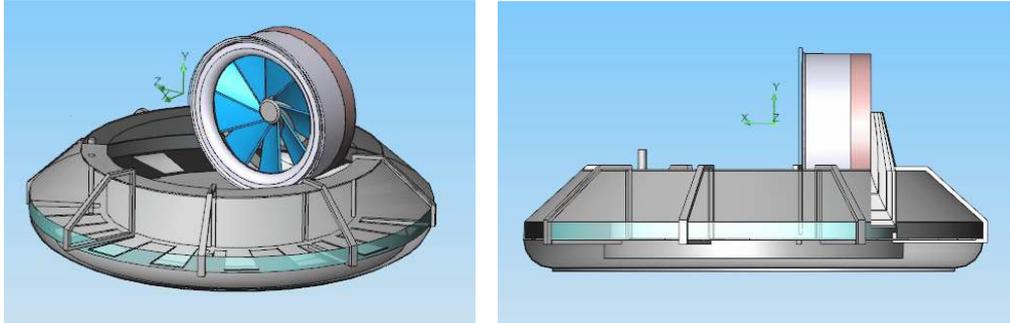


Gambar 3.8 (a) Konsep alternatif penambahan elemen stereofoam, (b) Sistem rotary plate, (c) Konsep final penambahan elemen stereofoam dan sistem rotary plate

3.3 EVALUASI PERFORMA KERJA DESAIN KESELURUHAN INTEGRATED CIRCULAR HOVERCRAFT

Evaluasi performa kerja keseluruhan hovercraft adalah satu langkah yang mensimulasikan seluruh bagian hovercraft secara utuh. Simulasi ini pada dasarnya adalah representasi kondisi kerja real dari hovercraft, dimana desain final modifikasi bag skirt yang telah didapat diintegrasikan dengan mixed flow fan [dan diffuser yang mengacu pada hasil analisis tugas akhir Febri [5] dan Irvan[6].

Berikut adalah skema modifikasi desain keseluruhan circular hovercraft :



Gambar 3.9 Skema modifikasi desain keseluruhan circular hovercraft
 Simulasi dilakukan dengan menggunakan beberapa variasi nilai input debit aliran tekanan statik data dari mixed flow fan, yaitu :

Tabel 3.1 Data simulasi performa disan keseluruhan circular hovercraft

No	Debit aliran udara (m ³ /s)
1	1.2
2	1.6
3	2.0
4	2.4
5	2.8
6	3.2

BAB IV

MODEL EKSPERIMENTAL DAN PENGUKURAN SERTA PENGOLAHAN DATA VALIDASI

4.1 MODEL EKSPERIMENTAL *MULTI-WING FAN*

Pada skripsi ini dilakukan percobaan dan pengambilan data eksperimen dengan menggunakan sebuah *multi-wing fan* dengan untuk tujuan validasi dari simulasi yang akan dilakukan. Alat uji dan prosedur dari pengambilan data eksperimen yang dilakukan adalah sebagai berikut :

❖ Alat uji yang digunakan :

1. Motor Listrik DC dengan *Variabel Speed Drive*



Gambar 4.1 Motor listrik DC dengan *variabel speed driver*

2. *Ducting* berdiameter



Gambar 4.2 *Ducting* berdiameter

3. *Pitot Tube dan Manometer Miring*



(a)



(b)

Gambar 4.3 (a) *Pitot tube*, (b) *manometer miring*

4. *Hot Wire Anemometer*



Gambar 4.4 *Hot wire anemometer*

5. *Stroboscope*



Gambar 4.5 *Stroboscope*

❖ Spesifikasi multi-wing fan :



Gambar 4.6 *Multy-wing fan*

Tabel 4.1 Spesifikasi multi-wing fan yang digunakan dalam eksperimen

Data Multi-wing Fan		
Jumlah Sudu/blade		5
Sudut blade		35°
Diameter Hub	mm	130
Diameter Tip Fan	mm	402
Diameter Ducting	mm	426
Panjang Ducting	mm	370
Motor :	RPM	2800

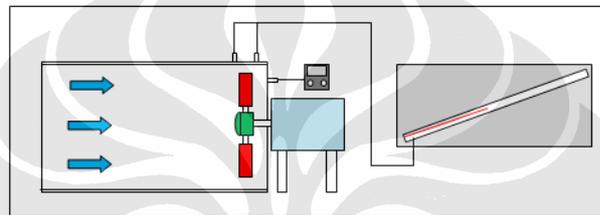
❖ Prosedur Pengujian:

1. Alat uji dirangkai dan disiapkan dengan baik sebelum dilakukan pengujian
2. Manometer miring dikalibrasi terlebih dahulu dengan menggunakan *hot wire anemometer*
3. Keadaan manometer miring dipastikan berada pada kondisi nol saat alat tidak dihidupkan
4. Motor listrik dihidupkan pada nilai 20% RPM (560 RPM), kemudian angka ini diukur dengan menggunakan *stroboscope*
5. Kemudian nilai perubahan tekanan statik pada manometer miring dicatat
6. Setelah itu dilakukan pengukuran kecepatan aliran dengan menggunakan *hot wire anemometer* , angka pengukuran yang terbaca pada *hot wire anemometer* kemudian dicatat.
7. Kemudian dilakukan pengukuran nilai tekanan dinamik pada outlet *fan*, setelah itu hasil yang terbaca pada manometer miring dicatat .

8. Percobaan dilakukan kembali untuk nilai RPM yang berbeda dan pengukuran dilakukan kembali untuk mengetahui nilai tekanan static, dinamik, serta kecepatan outlet
9. Langkah pengujian diulang kembali dengan menggunakan penghalang pada sisi outlet fan,

❖ Skema pengujian *Multy-wing fan*

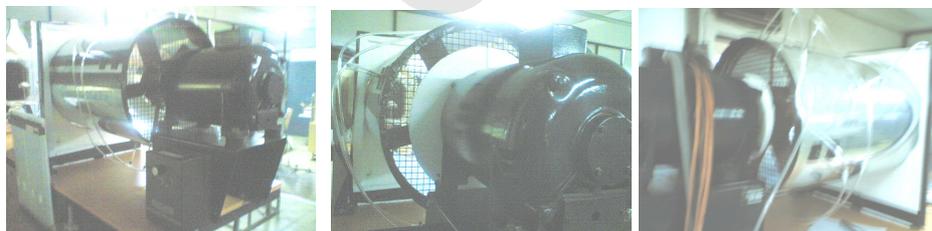
Berikut ini adalah skema rangkaian alat uji yang digunakan dalam pengambilan data :



Gambar 4.7 Skema rangkaian alat uji *multi-wing fan*

4.2 DATA PENGUKURAN KENAIKAN TEKANAN STATIK DAN KECEPATAN FAN AKSIAL

Setelah dilakukan pengukuran kemudian didapat hasil dari percobaan pada kondisi outlet fan tanpa halangan (outlet 100 %), kondisi outlet fan tertutup dengan menggunakan penghalang berbentuk lingkaran berdiameter 220 mm (outlet 50 %) dan kondisi outlet fan tertutup dengan menggunakan penghalang berbentuk lingkaran berdiameter 325 mm (outlet 25 %) sebagai berikut :



(c)

(d)

(e)

Gambar 4.8 Kondisi outlet fan (c) Tanpa halangan, (d) Penghalang outlet fan (50 %), (e) Penghalang outlet fan (75 %)

Table 4.2 Hasil data ekperimental dengan kondisi outlet 100 %

% RPM	RPM	$\Delta P_{\text{statik}}(\text{InH}_2\text{O})$	$\Delta P_{\text{dinamik}}(\text{inH}_2\text{O})$					Daya listrik (W)
			1	2	3	4	mean	
20	560	0.015	0.05	0.05	0.1	0.1	0.075	165
30	840	0.06	0.15	0.2	0.25	0.25	0.2125	264
40	1120	0.21	0.4	0.45	0.7	0.5	0.5125	407
50	1400	0.45	0.9	0.9	1.35	1	1.0375	527
60	1680	0.735	1.5	1.5	2	1.8	1.7	759

Table 4.3 Hasil data ekperimental dengan kondisi outlet 50 %

% RPM	RPM	$\Delta P_{\text{statik}}(\text{InH}_2\text{O})$	$\Delta P_{\text{dinamik}}(\text{inH}_2\text{O})$					Daya listrik (W)
			1	2	3	4	mean	
20	560	0.03	1.53	0.075	0.075	0.075	0.43875	165
30	840	0.09	0.09	0.225	0.275	0.275	0.21625	264
40	1120	0.27	0.27	0.55	0.7	0.75	0.5675	407
50	1400	0.48	0.48	1.1	1.5	1.35	1.1075	527
60	1680	0.84	0.84	1.8	2.3	2.35	1.8225	759

Table 4.4 Hasil data ekperimental dengan kondisi outlet 25 %

% RPM	RPM	$\Delta P_{\text{statik}}(\text{InH}_2\text{O})$	$\Delta P_{\text{dinamik}}(\text{inH}_2\text{O})$					Daya listrik (W)
			1	2	3	4	mean	
20	560	0.03	0.1	0.1	0.05	0.05	0.075	165
30	840	0.15	0.2	0.25	0.3	0.3	0.2625	264
40	1120	0.285	0.65	0.65	0.7	1	0.75	407
50	1400	0.585	1.1	1.3	1.65	1.7	1.4375	527
60	1680	0.93	2.2	2.1	2.6	2.9	2.45	759

4.3 PENGOLAHAN DATA EKSPERIMENTAL

4.3.1 Pengolahan Data Hasil Eksperimen

Data yang diperoleh pada pengujian kemudian diolah dengan menggunakan parameter pengukuran dan sistem konversi satuan sebagai berikut :

Tabel 4.5 Parameter alat ukur pada saat pengujian

Jenis Pengukuran	Alat	Unit
Kecepatan angular Fan	Stroboscope	RPM
Tekanan	Manometer Miring	inH ₂ O
Kecepatan Aksial	Hot Wire Anemometer	m/s

Tabel 4.6 Sistem konversi satuan pengolahan data

Konversi		
InH2O	Pa	mmH2O
1	249.1	25.4
0.00401	1	0.10197
0.03937	9.8071	1
CFM	m ³ /s	mmH2O
1	249.1	25.4
0.00401	1	0.10197
0.03937	9.8071	1

Data akhir hasil dari data awal eksperimen yang telah diolah adalah sebagai berikut :

1. Kondisi outlet 100 % :

- ❖ Luas penampang inlet : 0.142459 m²
- ❖ Luas penampang outlet : 0.142459 m²

Tabel 4.7 Data akhir hasil eksperimen pada kondisi outlet 100 %

% RPM _{motor}	RPM	ΔP_{static} (inH ₂ O)	ΔP_{static} (Pa)	V (m/s)					Q (m ³ /s)
				1	2	3	4	v _{mean}	
20%	560	0.015	3.7365	1.4	1.4	2	2	1.7217	0.244421
30%	840	0.06	14.946	2.5	2.9	3.2	3.2	2.9254	0.415307
40%	1120	0.21	52.311	4	4.3	5.3	4.5	4.54	0.644529
50%	1400	0.45	112.095	6.1	6.1	7.4	6.4	6.473	0.918957
60%	1680	0.735	183.0885	7.8	7.8	9	8.6	8.3006	1.178414

2. Kondisi outlet 50 % :

- ❖ Luas penampang inlet : 0.142459 m²
- ❖ Luas penampang outlet : 0.103974 m²

Tabel 4.8 Data akhir hasil eksperimen pada kondisi outlet 50 %

% RPM _{motor}	RPM	ΔP_{static} (inH ₂ O)	ΔP_{static} (Pa)	V (m/s)					Q (m ³ /s)
				1	2	3	4	v _{mean}	
20%	560	0.03	7.473	1.7	1.7	1.7	1.7	1.7468	0.181624
30%	840	0.09	22.419	2.7	3	3.3	3.3	3.0959	0.321896
40%	1120	0.27	67.257	4.6	4.7	5.3	5.5	5.0532	0.525397

50%	1400	0.48	119.568	6.4	6.7	7.8	7.4	7.0729	0.735394
60%	1680	0.84	209.244	8.7	8.6	9.7	9.8	9.1712	0.953567

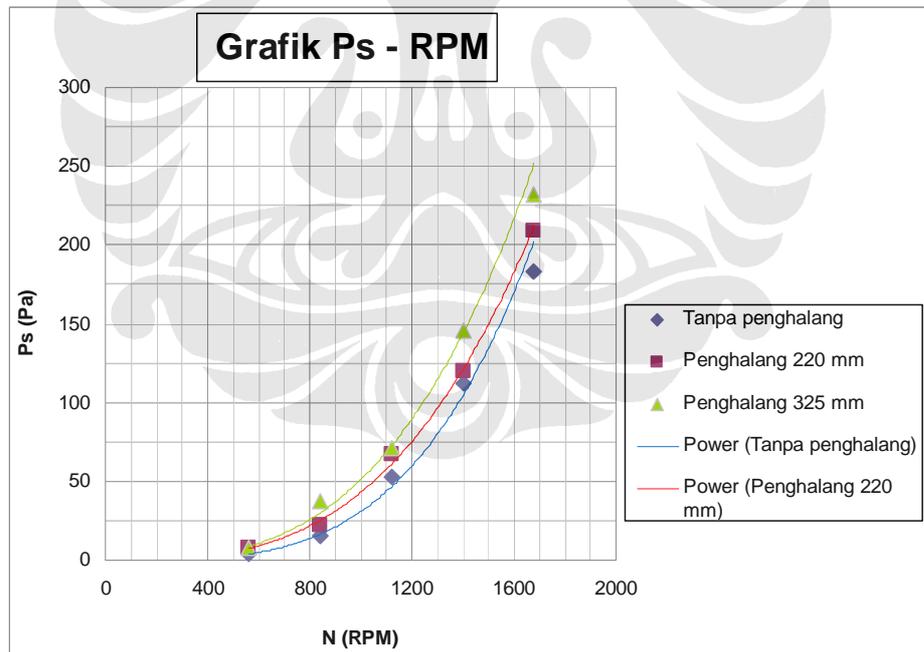
3. Kondisi outlet 25 % :

- ❖ Luas penampang inlet : 0.142459 m^2
- ❖ Luas penampang outlet : 0.059543 m^2

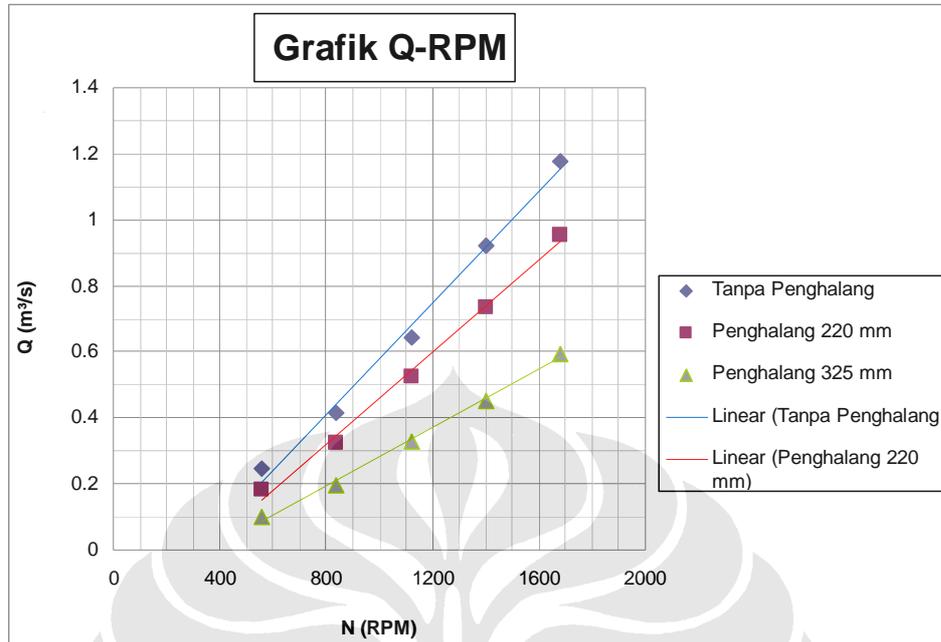
Tabel 4.9 Data akhir hasil eksperimen pada kondisi outlet 25 %

% RPM _{motor}	RPM	ΔP_{static} (inH ₂ O)	ΔP_{static} (Pa)	V (m/s)					Q (m ³ /s)
				1	2	3	4	v _{mean}	
20%	560	0.03	7.473	2	2	1.4	1.4	1.72	0.102513
30%	840	0.15	37.365	2.9	3.2	3.5	3.5	3.26	0.193948
40%	1120	0.285	70.9935	5.1	5.1	5.3	6.4	5.5	0.327488
50%	1400	0.585	145.7235	6.7	7.3	8.2	8.3	7.62	0.453603
60%	1680	0.93	231.663	9.5	9.2	10	11	9.96	0.593217

Grafik hubungan parameter kecepatan putar, debit aliran udara dan tekanan ststis fan dari eksperimen yang dilakukan adalah adalah sebagai berikut :



Gambar 4.9 Grafik tekanan statik vs putaran motor



Gambar 4.10 Grafik debit aliran vs putaran motor

4.3.2 Hasil Simulasi CFD dan Validasi Hasil

4.3.2.1 Validasi multy wing fan

Pada tahap selanjutnya data pengukuran ΔP statik yang didapat dari eksperimen dimasukkan sebagai input simulasi CFD dan hasilnya dibandingkan dengan data output eksperimen. Hasil dari simulasi adalah sebagai berikut :

- Kondisi outlet 100 % :
 - ❖ Luas penampang inlet : 0.14245866 m^2
 - ❖ Luas penampang outlet : 0.14245866 m^2

Tabel 4.10 Data akhir hasil simulasi pada kondisi outlet 100 %

RPM	$\Delta P_{static} (Pa)$	Q(m³/s)	
		Eksperimen	Simulasi
560	3.7365	0.2444213	0.298194
840	14.946	0.4153066	0.506674
1120	52.311	0.6445287	0.761188
1400	112.095	0.9189573	1.05772
1680	183.0885	1.1784136	1.356354

2. Kondisi outlet 50 % :

- ❖ Luas penampang inlet : 0.14245866 m²
- ❖ Luas penampang outlet : 0.1039740 m²

Tabel 4.11 Data akhir hasil simulasi pada kondisi outlet 50 %

RPM	ΔP_{static} (Pa)	Q(m ³ /s)	
		Eksperimen	Simulasi
560	7.473	0.181624	0.221581
840	22.419	0.3218961	0.392713
1120	67.257	0.525397	0.604732
1400	119.568	0.7353942	0.846439
1680	209.244	0.953567	1.097556

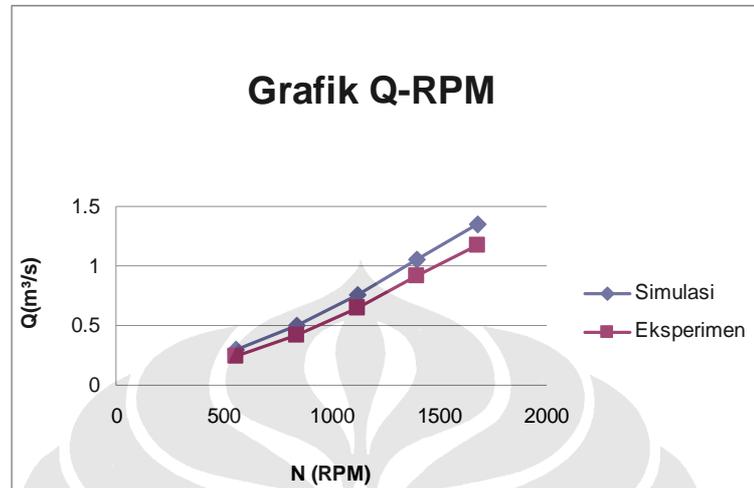
3. Kondisi outlet 25 % :

- ❖ Luas penampang inlet : 0.14245866 m²
- ❖ Luas penampang outlet : 0.0595430 m²

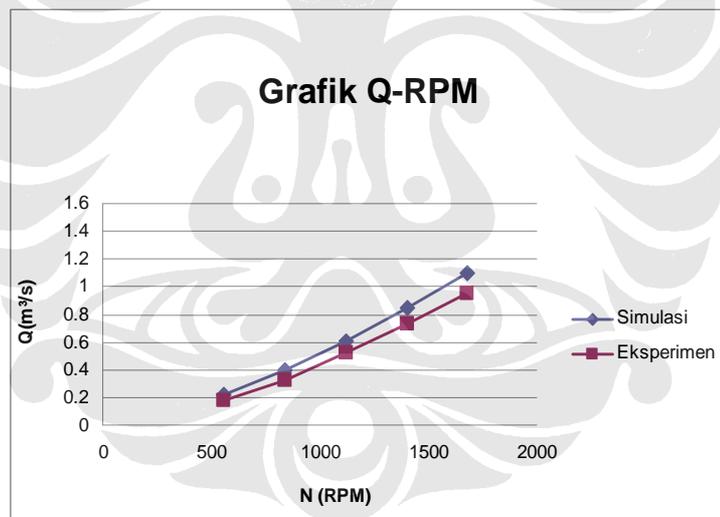
Tabel 4.12 Data akhir hasil simulasi pada kondisi outlet 25 %

% RPM _{motor}	RPM	ΔP_{static} (Pa)	Q(m ³ /s)	
			Eksperimen	Simulasi
20%	560	7.473	0.102513102	0.125066
30%	840	37.365	0.193947642	0.236616
40%	1120	70.9935	0.327488412	0.376939
50%	1400	145.7235	0.453602639	0.522097
60%	1680	231.663	0.593216958	0.682793

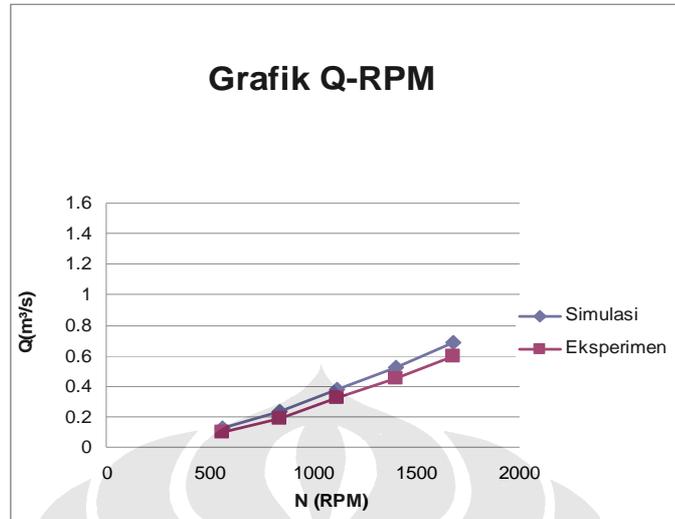
Grafik validasi parameter hasil eksperimen dan simulasi yang dihasilkan adalah sebagai berikut :



Gambar 4.11 Grafik validasi debit vs putaran mesin pada kondisi outlet 100 %



Gambar 4.12 Grafik validasi debit vs putaran mesin pada kondisi outlet 50 %



Gambar 4.13 Grafik validasi debit aliran vs putaran mesin pada kondisi outlet 25 %

Setelah didapat data eksperimen dan simulasi, kedua data tersebut dibandingkan sebagai validasi sehingga didapat nilai penyimpangan / *error* antara eksperimen dan simulasi. Penyimpangan / *error* yang dihasilkan antara data eksperimen dan validasi adalah sebagai berikut :

Tabel 4.13 Penyimpangan / *error* eksperimen dan simulasi

	Outlet 100 % (%)	Outlet 50 % (%)	Outlet 25 % (%)
	18.03278689	18.03278689	18.03278689
	18.03278689	18.03278689	18.03278689
	15.32599492	13.11902693	13.11902693
	13.11902693	13.11902693	13.11902693
	13.11902693	13.11902693	13.11902693
jumlah	77.62962256	75.42265457	75.42265457
rata-rata	15.52592451	15.08453091	15.08453091

Dari data hasil validasi diatas, dapat diketahui bahwa *error* maksimum yang terjadi sebesar 18.03278689 %, *error* minimum yang terjadi sebesar 13.11902693 % dan *error* rata-rata yang terjadi antara data hasil eksperimen dan data hasil simulasi sebesar 15-16 %

Penyimpangan data tersebut dapat disebabkan oleh berbagai hal antara lain tingkat keakuratan alat ukur yang dipakai pada saat eksperimen dan pengambilan data, kondisi alat uji yang memiliki beberapa losses akibat bentuk dan dimensinya dan putaran motor yang tidak konstan pada saat pengambilan data.

4.4 TES PERBANDINGAN *MESH*

Dalam simulasi digunakan beberapa mesh yang berbeda untuk mengetahui ketergantungan hasil simulasi terhadap perbedaan mesh yang dipakai. Pada perbandingan mesh ini dipakai nilai tekanan yang dihasilkan pada simulasi dengan menggunakan parameter mesh 5 sebagai acuan perbandingan. Berikut adalah hasil perbedaan mesh antara parameter mesh 4, parameter mesh 5 dan parameter mesh 6 serta 7 yang dipakai dalam simulasi :

Setelah melakukan berbagai percobaan dengan jumlah mesh/cell yang berbeda maka digunakan level initial mesh 5 . Karena dengan menggunakan pilihan level initial mesh ini sudah didapat hasil yang cukup akurat dan tidak membutuhkan waktu yang sangat lama (lih. Tabel 5.7). *Mesh Dependency Test* ini dilakukan pada kondisi putaran motor 1680 RPM, nilai kenaikan tekanan 183 Pa.

Tabel 4.14 Hasil Pengujian *Level Initial Mesh* dengan jumlah cell berbeda dan level initial mesh yang dipilih untuk simulasi

Level Initial Mesh	Jumlah Cell	Hasil Simulasi (Debit Aliran)	Hasil Eksperimen (Debit Aliran)	CPU time (s)
4	34923	1,29	1,17	1254
5	150087	1,266		6521
6	271509	1,254		12429
7	450996	1,251		25027

Semakin besar jumlah mesh yang digunakan maka semakin akurat pula hasil yang didapat. Namun, jumlah mesh yang begitu besar juga berpengaruh terhadap semakin banyaknya daerah perhitungan yang harus diselesaikan dan tentu saja pada akhirnya waktu yang dibutuhkan pun semakin lama. Dari tabel 5.7 didapat bahwa pada level initial mesh 5 hasil simulasi tidak berbeda jauh dengan hasil yang didapat

pada level initial mesh 6 dan 7, dan nilai nya mendekati hasil eksperimen, kemudian juga CPU time atau waktu yang dibutuhkan untuk simulasi tidak terlalu banyak sehingga tidak membutuhkan resource memory computer yang terlalu besar

