

## **BAB II**

### **DASAR TEORI**

#### 2.1 Prinsip kerja dan teori dasar

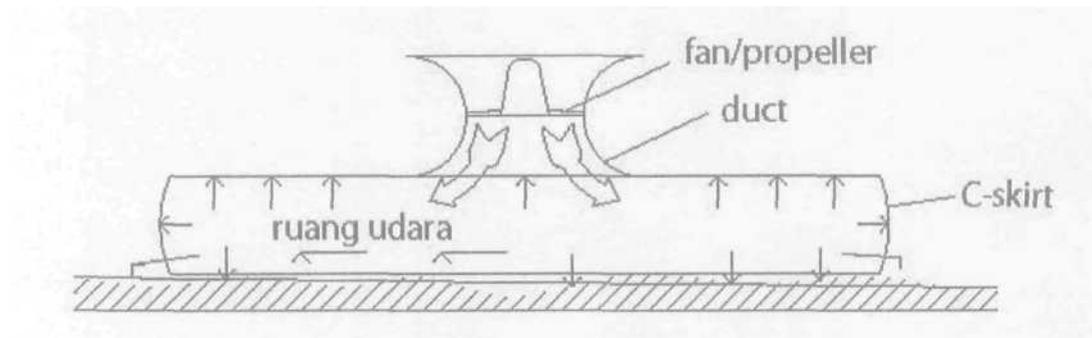
Sebuah *hovercraft* adalah suatu kendaraan yang diangkat oleh udara sehingga mengambang bebas dari permukaan tanah dan juga didorong maju oleh udara.

Penemu *hovercraft* untuk pertama kalinya adalah Sir Christopher Cockerel. Beliau mengungkapkan bahwa untuk membuat suatu konsep dapat dengan menggunakan blower angin ditiup dalam kaleng menuju ke timbangan ons. Hal ini membuktikan bahwa sebuah benda dapat diangkat bebas dari tanah, dan ketika bebas dari tanah dan bebas dari gesekan, maka dapat dengan mudah dipindahkan dengan tenaga yang kecil. Disamping telah menghasilkan udara untuk mengangkatnya, maka langkah yang berikutnya adalah menggunakan udara tersebut untuk dorongan pula. Tekanan yang berada dibawah *hovercraft* adalah lebih kecil dari pijakan kaki manusia, ini berarti kerusakan yang dibuat pada tanah sangat kecil dan juga *hovercraft* dapat pergi kemanapun orang tidak dapat melaluinya, seperti lumpur dan air.

*Hovercraft* adalah kendaraan yang dapat melaju di permukaan apapun diatas aliran udara yang sekelilingnya dihadang dalam ruang udara (*chamber*) dibawah kendaraan tersebut. Ruang udara ini diisi oleh udara dengan tekanan yang dihasilkan oleh kipas *propeller*. Hal ini membuat *hovercraft* dapat mengambang tanpa menyentuh segala macam permukaan bidang yang merupakan pijakannya. Bagian bawah *hovercraft* dan permukaan tanah yang dilalui oleh *hovercraft* masing-masing membentuk bagian atas dan bawah dari ruang udara. Fleksibel skirt membentuk bagian samping dari ruang udara. *Hovercraft* sebelumnya tidak memiliki skirt, hal ini kemudian membuat *hovercraft* tersebut kelihatan sangat menarik karena *hovercraft* dapat terlihat melayang beberapa inchi dari permukaan tanah. Ini berarti bahwa *hovercraft*

hanya dapat melalui sesuatu apapun yang lebih rendah dari bagian celah dibawahnya. Kemudian Fleksibel skirt mulai dipakai untuk meningkatkan ketinggian body *hovercraft* dari tanah, dan membuatnya mampu menghadapi rintangan yang lebih besar, dan juga meningkatkan kestabilan dari kendaraan.

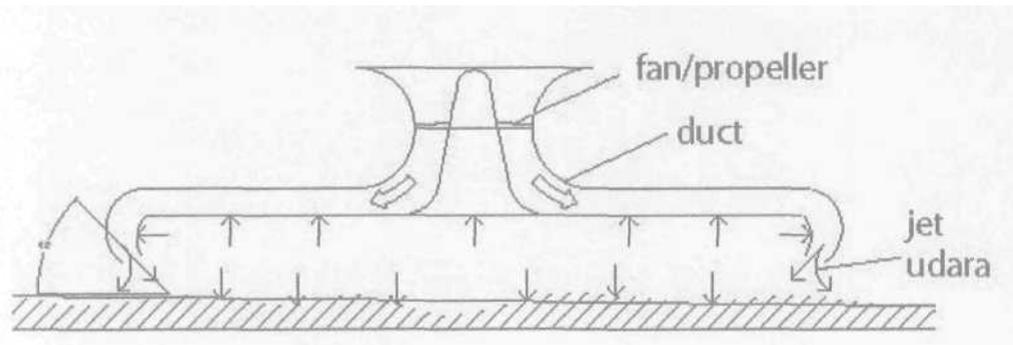
Model skirt paling simple adalah "C" *skirt* atau *skirt* lurus seperti yang ditunjukkan pada gambar 2.1



Gambar2.1 C-Skirt

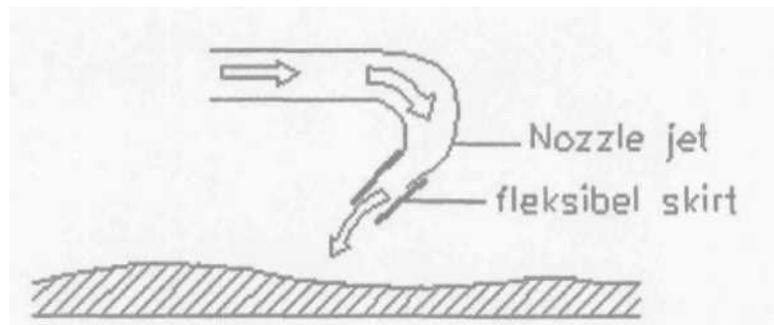
Kendaraan yang menggunakan "C" *skirt* harus memiliki bentuk yang bundar atau hampir bundar dengan tujuan agar *skirt* dapat mengembang dan menahan udara dengan baik. *Skirt* ini seharusnya memiliki ketinggian maksimum antara 10-15% dari diameter kendaraan. Ketinggian yang berlebihan akan menyebabkan kendaraan kurang stabil. Dengan kata lain, kendaraan akan lebih sulit untuk disetimbangkan dengan *skirt* yang lebih tinggi. Harus ada volume udara yang memadai terhadap ruang udara sehingga udara yang keluar dari celah antara *skirt* dan permukaan tanah itu dapat terus disuplai. Maka untuk mengoperasikan pada permukaan yang halus memerlukan suplai udara yang lebih sedikit daripada mengoperasikan pada permukaan yang kasar. Mengoperasikan diatas rumput, terutama riunput yang tinggi, membutuhkan lebili banyak udara daripada diatas semen, aspal, ataupun es.

Gambar 2.2 menunjukkan *hovercraft* tipe jet, dimana udara dikurung oleh tirai atau skirt yang dibuat oleh jet atau gerakan aliran udara yang cepat. Udara dari jet ini ditembakkan kebawah dan masuk ke dalam pada sudut 45 derajat untuk efisiensi terbaik dan angkatan yang paling tinggi.



Gambar 2.2 Jet Udara

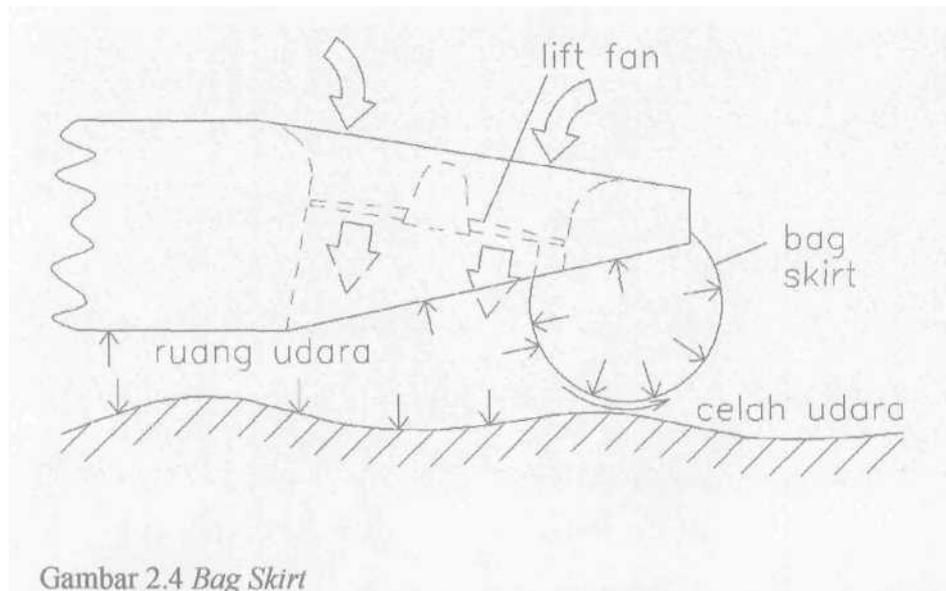
*Hovercraft Jet* adalah salah satu dari *hovercraft* yang pernah dibuat dengan ukuran utuh sesungguhnya, dibuat pada tahun 50-an akhir di Inggris Raya. *Hovercraft* tipe ini membutuhkan tenaga yang sangat besar untuk mengangkat beratnya. Karena terlalu besarnya tenaga yang dibutuhkan untuk mempertahankan udara jet, maka *hovercraft* tipe ini kemudian dilengkapi dengan sebuah tambahan bahan fleksibel pada jet udara untuk meningkatkan ketinggian total dari body dengan penyesuaian pengurangan ketinggian jet udara dan tenaga yang dibutuhkan, seperti pada gambar 2.3



Gambar 2.3 Fleksibel Skirt

Eksperimen lebih lanjut dengan fleksibel *skirt* terbukti bahwa dengan menggunakan *bag skirt* dapat meningkatkan daya angkat dari *hovercraft* lebih efektif dan stabil. Bahan untuk membuat *bag skirt* ini adalah serat nilon yang dilapisi dengan bahan tertentu yang sifatnya fleksibel tetapi cukup kuat dan tahan terhadap gesekan maupun benturan seperti vinyl, PVC, atau polyurethane. *Hovercraft* dapat dibuat hampir segala bentuk dan sangat mudah untuk dibuat

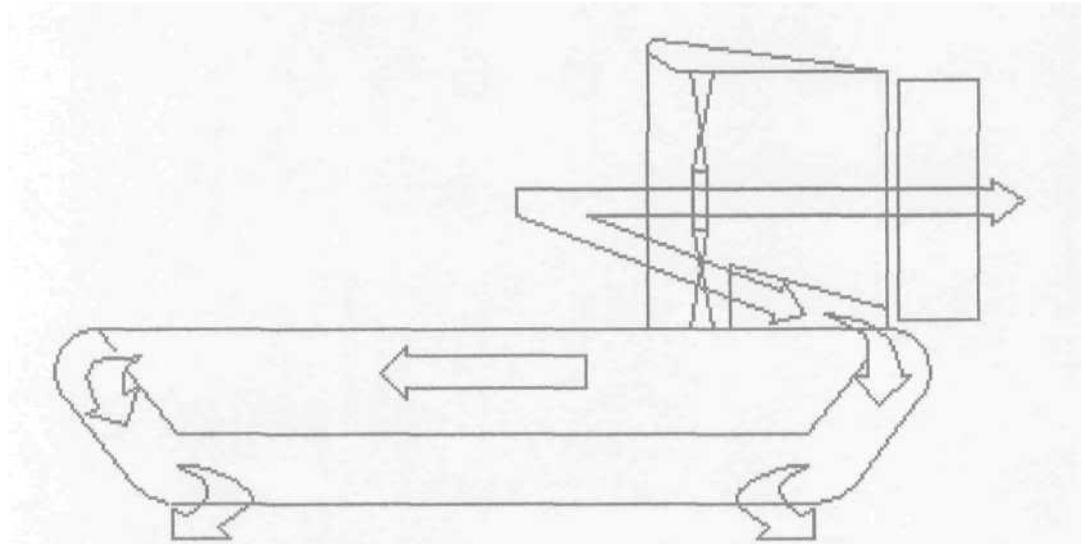
karena udara tidak hanis disuplai ke system jet pada semua daerah sekeliling kendaraan. Udara dapat disalurkan langsung pada bag dan ruang udara. Tekanan di dalam bag dapat sama atau lebih besar dari tekanan dalam ruang udara. Semakin besar tekanan bag, semakin keras tumpangan diatas permukaan kasar.



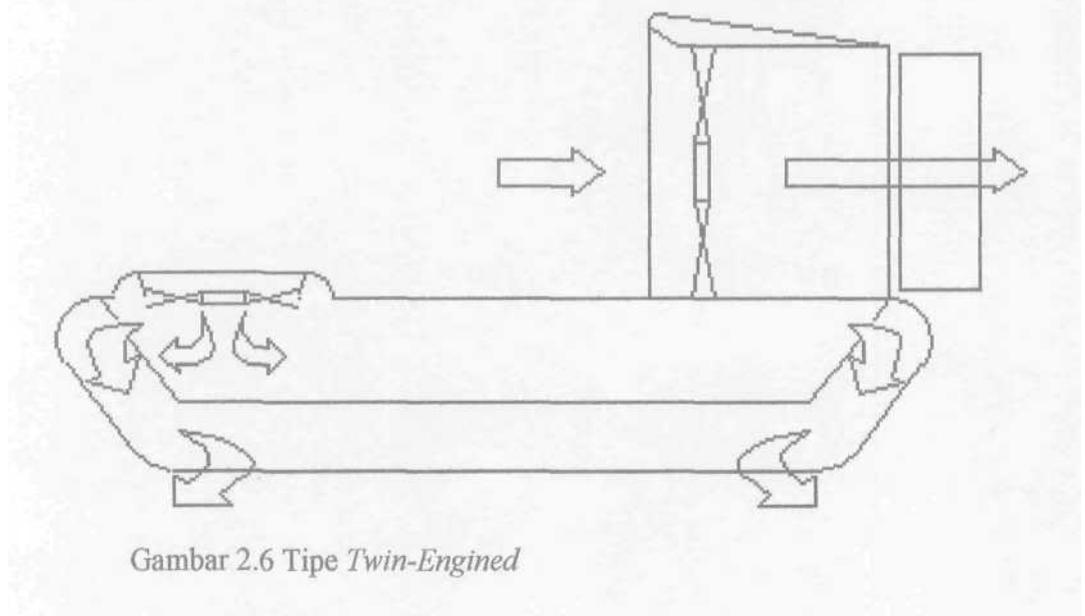
Pada umumnya bag skirt memberikan stabilitas terbaik dan tumpangan yang kasar. Untuk mendapatkan tumpangan yang lebil halus, Finger skirt dapat ditambahkan pada bag skirt atau dapat digunakan secara terpisah, dengan pengurangan ketinggian pada hull. Finger skirt lebih sulit untuk dibuat karena banyaknya jari-jari yang terpisah yang harus digabungkan. Maka untuk membuat *hovercraft* yang sederhana biasanya digunakan bag skirt karena lebih simple dan mudah untuk dibuat serta lebih menghemat material. Hasil keseluruhan dari fleksibel skirt adalah memberikan pengoperasian lebih tinggi dengan tenaga lebih kecil untuk mengangkat. Pengoperasiaii yang lebih tinggi diharapkan untuk melewati rintangan yang sulit tanpa merusak bodi dari kendaraan.

Ada dua tncam *hovercraft* yang dibedakan menurut system kerja dari fan pendorong, yang paling mudah dibuat dan dijalankan normalnya *adalah integrated type*. Tipe ini menggunakan satu motor untuk menggerakkan satu kipas. Kebanyakan dari udara lurus keluar ke belakang dari *duct* untuk mendorong kendaraan. Sisa dari udara, sekitar seperempat bagiannya, dialirkan kebawah *hull* dan ke dalam *skirt*.

Tipe yang lain adalah *twin-engined hovercraft*. Satu motor di depan yang menghasilkan udara untuk mengangkat, dan satu lagi di belakang untuk mendorong. Keuntungan dari rangkaian ini adalah bahwa pengemudi dapat berada pada angkatan penuh ketika ia mengemudikan pada kecepatan yang rendah, hal ini tidak terjadi pada tipe *integrated craft*.



Gambar 2.5 Tipe *Integrated*



Gambar 2.6 Tipe *Twin-Engined*

## 2.2 Prinsip-prinsip mendesain *hovercraft*

Bentuk paling sederhana dari *hovercraft*, atau yang lebih dikenal dengan kendaraan menggunakan bantalan udara, adalah papan melayang. Ini adalah sebuah benda yang digunakan di pabrik untuk memindahkan barang-barang berat. Alat ini pada dasarnya adalah sebuah piringan atau persegi yang terbuat dari besi dengan dinding samping, seperti tutup kaleng biscuit. Alat-alat tersebut biasanya memiliki penutup karet pada ujungnya untuk menyesuaikan ketidakberaturan pada permukaan lantai.

Sebuah selang dengan suplai udara disambungkan pada papan tersebut. Hal ini memaksa udara masuk ke dalam papan pada tekanan yang kira-kira sama dengan massa yang akan dipindahkan. Volume udara yang disuplai harus cukup untuk mengatasi kelebihan udara yang keluar di sekeliling ujung papan tersebut ketika melayang-layang.

Sebuah beban sebesar 8000 Kg harus dipindahkan dengan menggunakan 4 papan. Masing-masing harus mengangkat 2000 Kg.

Jika masing-masing papan berdimensi 1000mm x 1000mm luas daerah dari papan adalah 1 meter persegi, tekanan udara yang dibutuhkan untuk mengangkat massa adalah 2000 Kg/m.sq ( 19.6 Kpa atau 2.84 psi)

$$\text{Tekanan bantalan} = \frac{\text{Berat total dari papan dan beban}}{\text{Luasan bantalan}}$$

Ujung dari papan persegi, bagian bawah dimana udara dapat keluar ketika tekanan mengangkat papan, menjadi 4x 1000mm

Dengan asumsi bahwa papan didesain dengan hanya melayang setinggi 3 mm dari permukaan lantai, total area dimana udara akan keluar adalah 4 x 0.003 m.sq atau 0.012 m.sq

Untuk menghitung volume udara yang lewat melalui celah udara kita perlu mempertimbangkan beberapa prinsip dasar dari gerakan udara.

### 2.2.1 Definisi Tekanan

Udara atmosfer mengalami sebuah tekanan dari berat pada udara di atasnya. Pada permukaan laut adalah 1 Bar atau 100,000 Pascal (Pa). Udara yang ditiup pada balon anak-anak menunjukkan seperti sedang "ditekan" dan hanya sedikit di atas tekanan atmosfer, kurang lebih 105,000 pascal. Istilah "tekanan" tanpa pembatasan, menunjukkan kedua tekanan udara di luar balon ( $P_o = 100,000 \text{ Pa}$ ) dan udara di dalam balon ( $P_a = 105,000 \text{ Pa}$ ). Bentuk dari tekanan ini dapat diuraikan sebagai *tekanan absolut*.

$$\text{Tekanan Statik } P_s \quad P_s = P_a - P_o$$

Untuk fungsi dari kipas dan gerakan udara, tekanan statik dapat dianggap sebagai perbedaan antara tekanan absolut pada titik dibawah pertimbangan dan tekanan atmosfer. Dalam keadaan seperti pada balon, tekanan statik adalah tekanan absolut didalam - tekanan atmosfer diluar atau  $105,000 - 100,000 = 5,000 P_a$ . Tekanan statik adalah positif ketika diatas tekanan atmosfer dan negatif bila dibawahnya.

$$\text{Kecepatan tekanan } P_v \quad P_v = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Dimana  $\rho$  (Rho) = 1.22 berat jenis dari udara dalam  $\text{Kg/m}^3$  pada permukaan laut dan  $v$  = kecepatan dari udara dalam m/detik.

Ketika angin mendesak sebuah tekanan kepada sebuah benda (contoh; sebuah cerobong bundar) tekanan pada sisi arah darimana angin bertiup lebih besar daripada sisi sebaliknya. Angin akan bertiup disekitar kedua sisi dari benda. Pada titik dimana bertiup terpisah, disitu adalah titik dimana kecepatan adalah nol. Hal ini dinamakan titik stagnasi.

Dari rumus kecepatan tekanan diatas, akan terlihat bahwa jika  $v = 0$  maka  $P_v = 0$

$$\text{Tekanan total } P_t \quad P_t = P_s + P_v$$

Karena angin bertiup melalui atmosfer tanpa menggunakan paksaan pada apapun, maka tekanan statik menjadi nol. Bagaimanapun juga angin merailiki kecepatan dan untuk itu ada sebuah kecepatan tekanan. Ketika angin bertemu sebuah benda seperti diatas, pada titik stagnasi dimana kecepatan tekanan jatuh hingga nol, tekanan statik akan meningkat hingga sama dengan harga kecepatan tekanan, dengan demikian ada penggunaan sebuah paksaan pada benda tersebut. Kecepatan tekanan selalu positif.

Prinsip-prinsip ini juga berlaku untuk udara mengalir pada sebuah pipa. Pada gesekan *duct* terbentuk sebuah perlawanan dengan hembusan dari udara, dan udara tersebut menggunakan sebuah tekanan statik pada dinding dari pipa. Karena udara sedang berhembus melalui pipa maka ia juga metniliki kecepatan tekanan. Dalam sebuah sistem udara pada pipa, kipas memberikan sebuah peningkatan tekanan total ( $P_t$ ), dimana kemudian tekanan menjadi konstan disepanjang sistem. Ketika  $P_t = P_s + P_v$  perubahan apapun dalam  $P_s$  menghasilkan kebalikan perabahan  $P_v$ . Ketika udara meninggalkan bagian akbir dari pipa, udara tersebut hanya memiliki kecepatan tekanan dimana tekanan tersebut sama dengan tekanan total, tekanan statik jatuh menjadi nol.

### 2.2.2 Perhitungan tekanan pada *hovercraft*

Tekanan bantalan (P) adalah 19,600 Pascal. Tekanan ini adalah tekanan statik yang didesak pada lantai dan dinding yang dibentuk dibawah *hull*.

$$\text{Maka } P_s = 19,600 P_a \qquad P_{t_1} = 19,600 + P_v \dots\dots\dots(2.1)$$

(dimana pada akhiran 1 mewakili kondisi dibawah bantalan)

$$\text{Dimana udara meninggalkan bantalan} \qquad P_{t_2} = P_{s_2} + 19,600 \dots\dots\dots(2.2)$$

(dimana pada akhiran 2 mewakili kondisi diluar bantalan)

Seperti yang dibahas diatas ketika udara meninggalkan sistem semua tekanan statik dirubah ke kecepatan tekanan.

Jadi persamaan 2.2 dapat ditulis ulang menjadi:

$$P_{t_2} = 0 + 19600 P_a \text{ dan (Tek. Total = Kec. Tek.)} \dots\dots(2.3)$$

Persamaan 2.1 dapat ditulis ulang menjadi:

$$P_{t_1} = 19600 P_a + 0 \quad (\text{Tek. Total} = \text{Tek. Statik}) \dots\dots(2.4)$$

Hal ini mengabaikan semua tekanan kecepatan dibawah dinding samping, tetapi karena disini cenderung menjadi sangat rendah dalam perbandingan dengan bantalan atau tekanan static, dengan mengabaikan tekanan kecepatan tersebut akan membuat perbedaan yang sangat kecil pada perhitungan akhir.

Mengetahui bahwa tekanan kecepatan ( $P_{v_2}$ ) =  $\frac{1}{2} \rho V^2$

Kita dapat menulis ulang persamaan 2.2 dan 2.3 ke bentuk  $19,600 = \frac{1}{2} \times 1.22 \times V^2$

Dan mengubah urutan untuk mencapai hasil pada  $V = \sqrt{\frac{2 \times 19,600}{1.22}} = 179.25 \text{ m/s}$

$$V_e = \sqrt{\frac{2P}{\rho}}$$

Ini adalah kecepatan keluar ( $V_e$ ) dari udara dimana keluar melalui celah pada tekanan bantalan (P) yang diberikan

Volume dari udara yang hilang(Vol) = Kecepatan keluar( $V_e$ ) x Luasan keluar( $A_e$ )

$$\begin{aligned} \text{Vol} &= 179 \text{ m/s} \quad \times \quad 0.012 \text{ m}^2 \\ &= 2.15 \text{ m}^3/\text{sec} \end{aligned}$$

Jadi masing-masing papan membutuhkan 2,15 m<sup>3</sup>sec udara pada 19,600  $P_a$

Perhitungan diatas berdasarkan pada aliran udara ideal. Semua perhitungan telah disederhanakan tanpa mengambil nilai dari aliran udara turbulen, kerugian gesekan, atau variasi dalam berat jenis udara. Pada kesimpulan akhir,

untuk itu hasilnya akan diubah sedikit lebih tinggi dari yang diharapkan pada keadaan yang sesungguhnya.

### 2.2.3 Tekanan pada *HOVERCRAFT*

Prinsip-prinsip diatas dapat digunakan pada *hovercraft* yang disamakan sebagai papan layang. Tetapi seharusnya pada sifat dasar dinamis dari *hovercraft* banyak hal yang perlu dipertimbangkan dalam desain.

Seperti halnya diatas, untuk menghitung tekanan bantalan dan volume dari udara yang dibutuhkan, sangat perlu untuk diketahui:

1. Berat *hovercraft*
2. Desain muatan
3. panjang dari titik kontak pada skirt
4. luasan dari jejak bantalan

*Hovercraft* pada dasarnya digerakkan dengan propeller atau kipas. Dimana kipas yang berdiri sendiri digunakan masing-masing untuk *lift* dan *ihrust*, perhitungan akan lebih sederhana karena kipas untuk lift dapat diatur untuk bekerja pada kecepatan konstan(dan aliran udara) untuk memberikan kondisi pengoperasian yang baik.

Karena tekanan bantalan menjadi pengganti dari kerugian berat total *hovercraft* maka dengan demikian akan memberikan lift pada *hovercraft*. Segala perubahan dalam *celah(hover-gap)* akan menghasilkan variasi dari volume udara yang dibutuhkan untuk mempertahankan bantalan. Dalam praktek variasi ini timbul dengan perubahan dalam permukaan dimana *hovercraft* melaju. Sebagai konsekuensinya, sangat diperlukan kipas lift yang dipilih, untuk menyuplai cukupnya tekanan dan volume dalam kondisi yang berbeda-beda ini. Kemampuan ini bergantung pada karakter dari kipas yang dipilih, dan kecepatan rotasi ketika digunakan.

Pada sebuah sistem gabungan yang digunakan, yaitu dengan hanya memiliki satu kipas yang digunakan untuk menyuplai keduanya baik *lift* dan

*thrust*, akan menimbulkan problem yang semakin rumit. Pada umumnya dengan menggunakan *thrust* yang dapat diatur kecepatan rotasinya, biasanya dengan meng-gas engine penggerak. Hal ini tak terelakkan bahwa udara *lift* diatur pada waktu yang sama dengan *thrust*. Ini menyebabkan sangat diperlukannya penyeimbangan sistem *lift*, sedemikian bahwa angkatan penuh diperoleh sedikit dari putaran penuh pada mesin. Hal ini menyebabkan pada bagian pengarah untuk berbelok dan lainnya kehilangan tenaga dan juga mendapat terlalu banyak penahan dari *skirt*. Konsekuensi yang tak terelakkan ini bahwa pada kecepatan *engine* maksimum, udara angkat lebih dari yang dibutuhkan disuplai pada bantalan, dengan pembuangan tenaga yang sangat berlebihan.

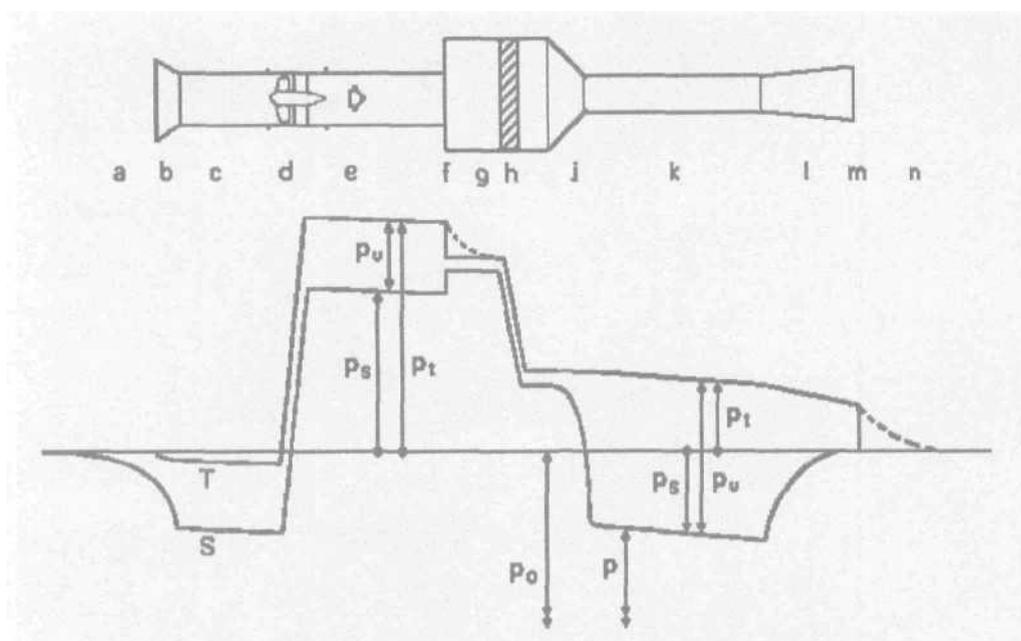
#### 2.2.4 Tekanan kipas dalam sistem *duct*(pipa)

Gambar 2.7 menunjukkan sebagian besar dari definisi tekanan, dimatikan yang telah dibahas sebelumnya. Garis yang tebal S dan T mengikuti perubahan dari tekanan static dan tekanan total berturut-turut dari dalam keluar.  $P_o$  adalah tekanan atmosfer dan P adalah tekanan absolute dalam duct, keduanya diukur dari nol *absolute* jauh didasar bawah dari halaman. Kwantitas yang lain dapat diketahui dari arah panah pada diagram, sebagai berikut:

$$P_s = P - P_o$$

$$P_v = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$P_t = P_s + P_v$$



Gambar 2.7 Aliran pada sistem *duct* beserta definisi tekanannya.

**Berikut ini keterangan urutan dengan huruf melalui sistem dengan referensi pada gambar angka dimana data *numeric* akan ditemukan:**

- a. Kecepatan udara meningkat dari nol pada atmosfer bebas masuk kedalam duct. Disini tidak ada kerugian, jadi  $P_t$  adalah konstan pada atmosfer bebas dengan harga nol. Dimana  $V$  meningkat dan  $P_s$  jatiih dengan  $V^2$
- b. Sedikit penurunan pada  $P_t$  sesuai dengan kerugian yang masuk
- c. -
- d.  $P_t$  meningkat dengan menghitung tekanan total kipas. Dalam diagram  $P_s$  meningkat dengan jumlah yang sama, tetapi hal iiiii hanya karena tempat masuk dan keluar adalah sama dalam hal yang dijelaskan. Melihat bahwa perubahan dalam  $P_s$  tidak pemah sama dengan "tekanan statik kipas".
- e.  $P_t$  jatuh berangsur-angsur pada gesekan tinggi.  
 $P_v$  konstan dan  $P_s = P_t - P_v$

- f. Ketika daerah *duct* tiba-tiba diperbesar,  $P_t$  akan turun sesuai dengan hilangnya tenaga. Angka yang jatuh sangat tajam, seperti yang ditunjukkan pada garis penuh. Garis yang terputus menunjukkan panjangnya arah distribusi tenaga yang hilang, dimana terjadi dalam kenyataan.  $P_s$  akan meningkat tajam, baik nominal maupun actual seperti yang dihitung pada tekanan dinding. Disini, "tekanan statik didapat kembali" timbul karena semua dari turunnya dalam energi kinetik dari  $e$  ke  $g$  tidak hilang.
- g- -
- h. Penurunan  $P_t$  ini menunjukkan "kerja dengan manfaat" dimana telah mengatasi perlawanan aliran dari elemen yang diperlukan dalam system, contohnya: sebuah heater baterai.  $P_s$  turun dengan jumlah yang sama karena  $V_g$  mempunyai harga yang sama, rendah, keduanya mendekati dan meninggalkan baterai.
- i. -
- j. Udara dipercepat dengan kerugian yang sedikit dari  $P_t$  tetapi dengan penurunan yang besar dalam  $P_s$ , sesuai dengan besarnya kenaikan  $P_v$  ke  $\frac{1}{2} \rho V^2$
- k.  $P_t$  dan  $P_s$  jatuh dengan tekanan gradient sesuai dengan kecepatan dalam duct k - dimana lebih besar dibandingkan dalam duct c.
- l. Kenaikan yang berangsur-angsur dalam daerah duct diikuti dengan cukupnya energi yang hilang dan menurun dalam  $P_t$  bersamaan dengan banyaknya " kembalinya tekanan statik" dalam  $P_s$  dihubungkan dengan besarnya penurunan dalam  $V$ . Hal ini adalah contoh dari sebuah

penyebaran dengan sengaja yang dimasukkan untuk meningkatkan efisiensi dari sistem.

- m. Pada semua sistem keluar ke atmosfer bebas, semua energi kinetik dari aliran akan hilang. Jadi, bertentangan dengan masukan pada a, dimana  $P_s$  akan turun dan  $P_t$  tetap nol, pada saat keluar  $P_t$  akan turun dari harganya hanya sebelum keluar menjadi nol ketika  $P_s$  akan mencapai nol sebelum keluar ke m, dan akan tetap nol.
- n. Garis putus-putus membedakan energi actual yang hilang sepanjang keluaran jet, dari penurunan yang tajam dalam nilai  $P_t$  pada m.

Sesuai keterangan diatas, duct yang ideal adalah yang tanpa kehilangan tenaga dari udara setelah tingkat tenaganya ditingkatkan oleh aksi dari kipas, kecuali ketika energi digunakan untuk mengerjakan sesuatu yang penting.

Hal ini tentu saja tidak masuk akal, dengan kehilangan yang timbul akibat gesekan, perubahan dari ukuran dan bentuk duct (melengkung, dll.). Untuk tujuan yang berguna, desain duct yang terbaik, adalah yang menggunakan prinsip dasar untuk meminimalkan semua kerugian dan menggunakan semua tenaga yang ada dari kipas untuk melakukan hal-hal yang berguna.

Hal ini memerlukan:

1. Ukuran yang paling cocok dari duct dipilih pada saat mendesain.
2. Perubahan dari bentuk dijaga seminimal mungkin dan dimana jika diperlukan hanya sedikit saja.
3. Semua lengkungan dan semua unsur didesain untuk meminimalkan gesekan, turbulen, dan perubahan tekanan static.
4. Tekanan total yang ada pada masing-masing titik pada system dimanfaatkan dengan menjaga baik tekanan static dan tekanan kecepatan dalam desain.

## 2.3 Pemilihan fan

Kebanyakan, pemilihan thrust fan untuk *hovercraft* sering berkaitan dengan pilihan sederhana dari tipe blade (sudu) dan jumlah yang diperlukan, untuk menyesuaikan duct (pipa) yang ada. Kemudian diikuti oleh beberapa percobaan dan kesalahan untuk menemukan sudut blade yang terbaik untuk menyerap power (tenaga) yang ada.

### 2.3.1 Karakteristik fan

Sebelum pemilihan fan dilakukan, karakteristik fan perlu diperhatikan. Metode untuk mengkalkulasi tekanan fan dan volume udara yang diperlukan dijabarkan pada "The Principles of *Hovercraft* Design". Pada umumnya, ukuran-ukuran sebuah tipe *hovercraft* kecil adalah  $2.2 \text{ M}^3/\text{sec}$ . Dan pada 480 pascal (4662 cfln. Pada 10 Lb/sq.ft) *hovercraft* akan diangkat. Ukuran-ukuran tersebut bisa bervariasi sesuai dengan desain *hovercraft*, berat dan muatannya.

Ukuran-ukuran yang sudah dikalkulasikan tersebut menunjukkan tekanan bantalan dan volume udara minimum yang diperlukan *hovercraft* untuk bekerja diatas permukaan datar yang halus.

Oleh karena udara digerakkan melalui system, ia akan mengalami halangan, hantaman, pembelokan, perubahan bentuk dan perubahan tekanan statis dan velositas. Tekanan dari fan juga harus menjadi lebih besar dari tekanan bantalan. Volume udara yang lebih besar juga diperlukan, untuk menanggulangi keausan yang timbul ketika berada di daerah kasar dan untuk menanggulangi hilangnya udara melalui bagian-bagian *skirt*.

Supaya udara bergerak dari satu tempat ke tempat lain, tekanan harus diaplikasikan padanya. Oleh karena itu, tekanan udara yang dihasilkan fan akan menjadi lebih tinggi dari yang ada di ruang udara bagian bawah dan juga akan menjadi lebih tinggi dari tekanan *skirt*. Perbedaan keduanya bergantung pada

tipe dan konfigurasi *skirt*. Pada *bag skirt* bertekanan tinggi, *hovercraft* dapat menjadi setinggi 1,7' pada *bag skirt* bertekanan rendah dan tipe-tipe bagian terbuka dapat menjadi serendah 1,1'.

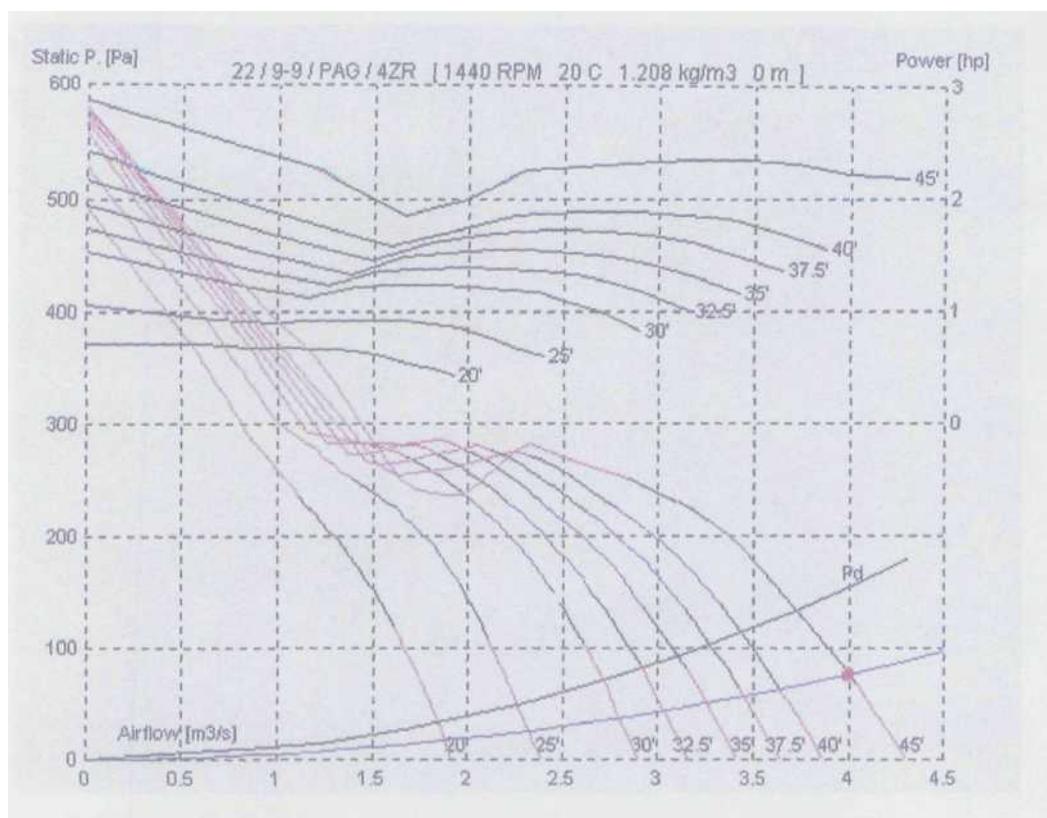
Volume udara sesungguhnya yang diperlukan dapat dikalkulasi dengan kesulitan yang dapat ditoleransi. Tetapi umumnya, jika volume minimum dikalikan dengan faktor kesalahan 1,8, ini cukup untuk menutupi kasus terburuknya (yaitu  $2.2 \times 1.8$  memberi volume  $3.96 \text{ M}^3/\text{sec}$ ). Fan yang telah dipilih harus mampu menghasilkan volume udara tersebut pada tekanan maksimum.

Harus diperhatikan, lebih besar volume dan tekanan yang dihasilkan oleh lift fan, lebih besar pula tenaga yang diperlukan untuk mengendalikannya atau mengendarainya. Pada *integrated hovercraft*, tenaga ini disediakan atas tanggungan *thrust*.

Sebagai contohnya berikut ini akan digunakan faktor-faktor  $1.8 \times 1.2$  untuk menggaris bawahi prosedur pemilihan sebuah *fan* dengan tugas  $4 \text{ M}^3/\text{sec}$  pada 580 Pascal.

Gambar 2.8 menunjukkan ciri umum, kurva *fan* untuk axial fan 22 inch dengan 9 blades yang disesuaikan. Ini adalah sebuah *fan* yang umumnya terlihat pada *hovercraft* tipe kecil yang memiliki *lift* dan *thrustfans* yang terpisah. Dapat terlihat bahwa perkembangan tekanan statisnya diatur sejalan sumbu *vertical*, volume udara pada sumbu *horizontal*.

Disini ditunjukkan tekanan total pada vertical axis. Jika ini khususnya, tekanan velositas (ditunjukkan oleh kurva tekanan dinamik (Pd), dimana ia melewati kurva volume) harus dikurangi dari tekanan total untuk sampai pada tekanan statik.



Gambar 2.8 Kurva-kurva tipikal fan untuk 22 inch 9 bladesfan.

Masalahnya dengan diagram ini ialah bahwa ia diaplikasikan pada fan yang biasanya digunakan di industri dimana fan-fannya dikendalikan oleh motor elektrik dengan pembangkit 4 pole atau 2 pole, dengan kecepatan 1440 atau 2900 RPM. Diagram tersebut di gambar 1 menunjukkan fan bekerja pada 1440 RPM dan pada kecepatan ini dia hanya menghasilkan volume yang diperlukan ( $4 \text{ M}^3/\text{sec}$ ) menggunakan sudut  $45^\circ$  tapi pada tekanan hanya 78 Pa.

Jika menggunakan kurva-kurva tersebut, mula-mula harus memodifikasi nilai masing-masing axis dengan menggunakan hukum-hukum standar untuk menyesuaikan ukuran-ukuran volume dan tekanan supaya fannya bekerja dengan kecepatan lebih tinggi.

### 2.3.2 Dasar-dasar perhitungan Fan

Hukum-hukum berikut ini sesuai untuk fan-fan yang sama atau mirip fisiknya. Jika diameter sebuah fan diubah, *hub* pada pusatnya biasanya sama kedua ukurannya dan oleh karena itu, persentase luasan udara yang disapu berbeda yaitu tidak semuanya benar-benar saraa. Untuk alasan ini, perlu untuk membatasi penggunaan perhitungan fan-fan yang berbeda pada ukuran hanya oleh jumlah yang kecil (contoh 50-100mm) dari fan-fan yang diketahui.

Untuk perubahan pada kecepatan:

$$\text{Rasio frekuensi rotasi (k)} = \frac{N_2 \text{ (kecepatan baru)}}{N_1 \text{ (kecepatan asli)}} \dots\dots\dots (2.5)$$

Untuk merubah parameter-parameter fan pada kecepatan baru kita dapat menggunakan hukum-hukum dibawah ini:

$$\text{Volume udara (q)} \quad q_2 = q_1 \times k \dots\dots\dots (2.6)$$

$$\text{Tekanan (p)} \quad p_2 = p_1 \times k^2 \dots\dots\dots (2.7)$$

$$\text{Power (P)} \quad P_2 = P_1 \times k^3 \dots\dots\dots (2.8)$$

Melihat kurva-kurva fan tersebut, dapat dilihat bahwa untuk tekanan yang diberikan (contoh 150 Pa) volume yang dikembangkan atau dihasilkan dari fan tersebut dapat disesuaikan dengan mengubah sudut blade.

Dalam contoh, pertama-tama kita perlu menghitung kecepatan dimana kita dapat mencapai 580 Pa pada titik kerja yang sesuai pada kurva-kurva yang ditunjukkan. Untuk kurva-kurva yang digambar diatas efisiensi maksimum adalah kira-kira pada 150 Pa (ditengah dari bagian bawah kurva).

Jadi kita dapat mencari nilai rasio k dengan menggunakan persamaan 3:

$$P_2 = P_1 \times k^2$$

Dimana dapat kita ubah untuk mencari rasio k:

$$\sqrt{\frac{P_2}{P_1}} = k \rightarrow \sqrt{\frac{580}{150}} = 1.966$$

Dengan adanya rasio k, kita dapat memasukkan ke dalam persamaan 2.6, 2.7, 2.8 dan menggunakan mereka untuk menyesuaikan nilai-nilai pada diagram. Kita juga tahu beberapa kecepatan fan yang diperlukan dari persamaan 1. Yaitu:

$$\frac{N_2}{N_1} = k \quad \text{maka} \quad N_2 = N_1 \times 1.996$$

Grafik tersebut menunjukkan kecepatan fan standard seperti 1440 RPM sehingga kecepatan yang baru menjadi

$$1440 \times 1.996 = 2831 \text{ RPM}$$

Sampai langkah ini kita harus meninjau kecocokan fan.

Dibutuhkan  $4 \text{ M}^3/\text{sec}$  pada 580 Pa.

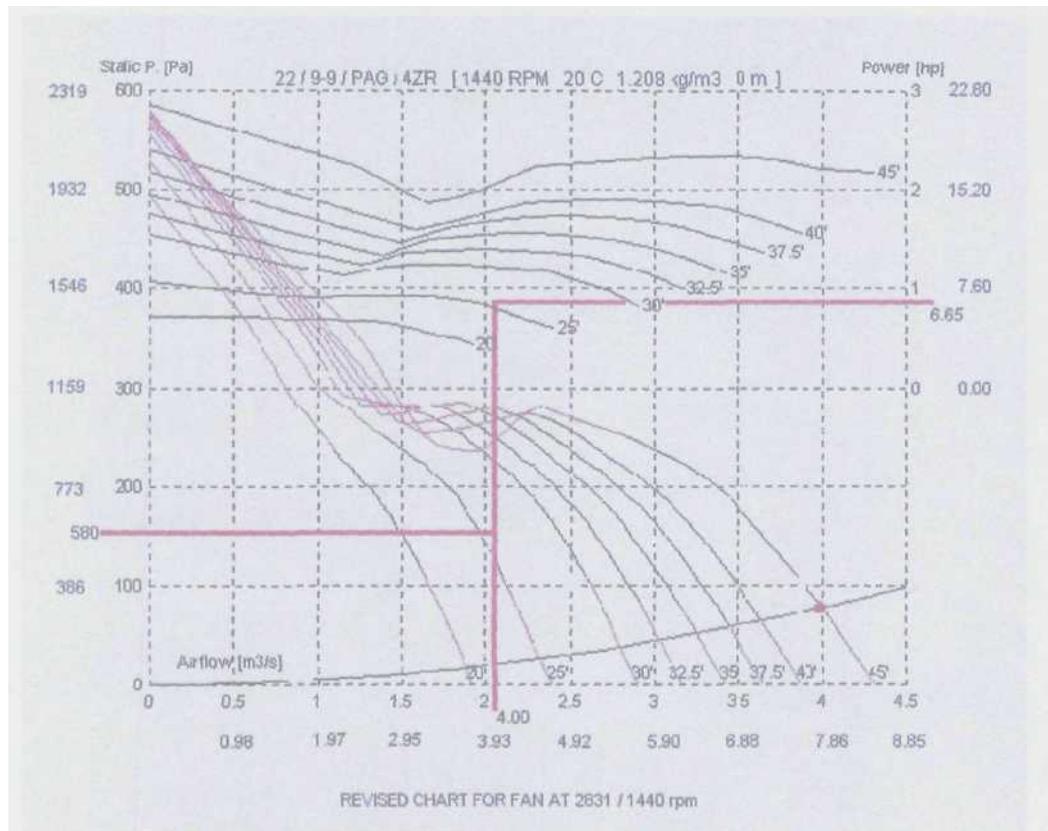
Telah diketahui bahwa tekanan yang diinginkan dapat dicapai dengan meningkatkan kecepatan seperti diatas. Dari persamaan 2, kita dapat raelihat bahwa dengan mengkalikan angka-angka volume sepanjang x-axis pada grafik akan menghasilkan maksimum  $4.25 \text{ M}^3/\text{sec} \times 1.966 = 8.5 \text{ M}^3/\text{sec}$ .

Oleh karena itu, fan tersebut pada 2831 RPM akan menyediakan  $4 \text{ MVsec}$  pada 580 Pa dengan menggunakan sudut blade kira-kira 25 derajat.

Tenaga pada titik ini pada diagram asli adalah dibawah 1 Hp dimana ketika dikalikan dengan  $k^3$ (dari persamaan 4) akan raemberikan konsiimsi tenaga kira-kira  $0.8 \times 1.966^3 \text{ Hp} = 6 \text{ Hp}$ .

Karena ini menunjukkan kemudahan konsumsi tenaga, fen ini dapat digunakan untuk aplikasi tersebut dan melanjutkan untuk menyesuaikan diagram. Untuk setiap nilai yang tertera pada diagram tersebut, nilai yang baru dapat

dikalkulasikan dengan menggunakan rumus untuk laju udara, tekanan dan tenaga. Angka-angka tersebut harus ditulis seperti pada diagram pada gambar 2.9 dibawah ini.



Gambar 2.9 Diagram fan yang sudah dimodifikasi.

### 2.3.3 Pembacaan diagram

Sumbu vertikal dibaca sampai pada tekanan yang diinginkan dan kemudian pindah secara horisontal pada posisi vertikal diatas volume laju udara yang diinginkan. Ini adalah titik kerja dari fan. Pada contoh, tertera titik kerja terletak pas di kanan kurva pitch 25 derajat. Jika *blade-blade* dari fan tersebut disesuaikan, volume dan tekanan yang diperlukan dapat dipertemukan dengan memutar sudut blades pada sudut ini (kira-kira 26 derajat).

Untuk inenghasilkan tenaga yang diberikan dari fan, naik secara vertikal dari titik kerja sampai garis potong kurva konsumsi tenaga, untuk sudut yang

diperlukan (pada contoh yang ditunjukkan, diperkirakan pada  $26^\circ$ ). Tenaga tersebut dapat dibaca dari skala vertikal pada sebelah kanan grafik.

Apabila tipe fan tersebut adalah yang memiliki sudut blade yang tetap, titik kerja tersebut harus dipindahkan secara horisontal ke garis sudut terdekat contoh 25 derajat ( perlu diingat bahwa tekanan yang dibutuhkan adalah tetap, sedangkan volume yang dibutuhkan berkisar sesuai dengan permukaan dan sebagainya dan memiliki faktor keselamatan yang lebih besar). Konsumsi tenaga kemudian akan terletak diatas kurva tenaga secara vertikal diatas posisi ini.

Pada contoh tersebut, akan dihasilkan volume udara  $3.93 \text{ M}^3\text{sec}$ , dimana hampir mencukupi kebutuhan  $4 \text{ M}^3\text{sec}$  untuk tujuannya.

#### 2.3.4 Efisiensi

Pada umumnya *coical fan* pada tipe yang bekerja pada tugas yang sama akan jarang mencapai efisiensi lebih besar dari 65%.

Kurva-kurva tekanan statik pada gambar 2.8 telah dikodewaraakan untuk menunjukkan efisiensi fan. Hitam menunjukkan  $>55\%$

Biru menunjukkan  $>60\%$

Efisiensi maksimum untuk setiap pemasangan sudut blade hanya akan berkisar antara 1-3% tetapi idealnya adalah memasang titik kerja yang normal, pada titik yang paling efisien pada kurva.

$$\text{Efisiensi } (\eta) \text{ adalah } \eta = \frac{P_t \cdot q}{P}$$

Dimana  $P_t$  = tekanan total (Pa)

$q$  = volume aliran udara ( $\text{M}^3\text{sec}$ )

$P$  = daya (Watt)

*Hovercraft* adalah sistem dinamis dimana volume dan nilai lajunya bervariasi secara konstan. Karena *hovercraft* berjalan melewati permukaan yang

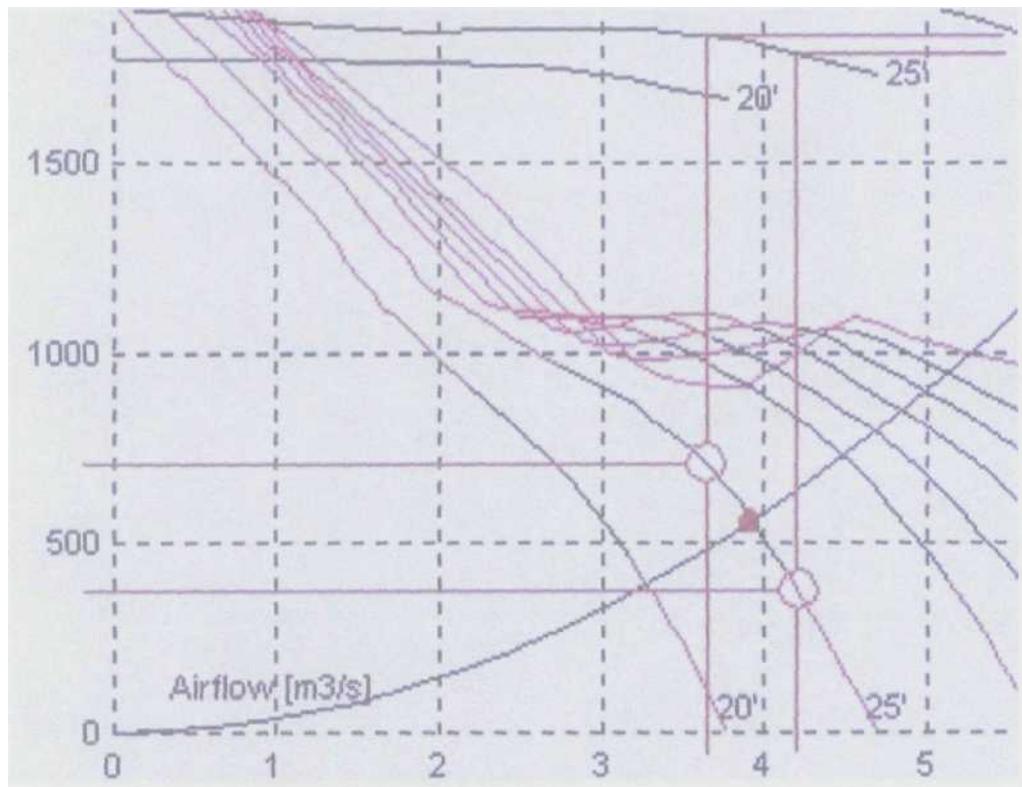
berombak-ombak, maka berat totalnya bervariasi juga oleh karena percepatan sehubungan dengan gravitasi.

Hal ini dapat dibuktikan dengan menjatuhkan beban yang diketahui beratnya ke atas timbangan. Timbangan tersebut akan langsung menunjukkan angka awal yang lebih besar karena beban tersebut telah menambah massa selama beban itu jatuh.

Ketika *hovercraft* turun, massanya meningkat dan tekanan bantalannya juga meningkat pada sementara waktu. Sebaliknya ketika *hovercraft* terangkat (ketika menabrak ombak pada kecepatan tinggi) tekanan bantalan akan turun. Efeknya bervariasi pada titik kerja fan.

Ini diperlihatkan di gambar 2.10 dimana terlihat bahwa titik kerja fan akan bergerak sepanjang kurva tekanan statik ketika tekanan bantalan berubah.

Efek utamanya ada pada volume udara yang dihasilkan. Ketika tekanan turun, fan akan menyediakan volume yang lebih besar. Ketika tekanan naik, fan akan menyediakan volume yang lebih rendah. Situasi inilah yang perlu diperiksa lebih teliti.



**Gambar 2.10** Perubahan titik kerja pada fan

Titik kerja yang nonnal, ditunjukkan oleh titik merah di gambar 2.10. Ketika tekanan turun, fan menghasilkan volume lebih besar. Kemungkinan impeller akan menyerap lebih sedikit tenaga pada kondisi di gambar 2.10.

Jika tekanan naik, ketika *hovercraft* terisi beban berat, titik kerjanya menggerakkan naik kurva tekanan statik seperti gambar 2.10 oleh karena titik kerja yang baru masih terletak di sekitar daerah efisiensi tinggi, kenaikan dari tenaga yang diserap akan menjadi kecil. Jika *titik* ini terlalu jauh di atas kurva, efisiensi fan akan menjadi rendah dan konsumsi tenaga akan naik.

Situasi ini akan ditemui juga jika muatan dari *hovercraft* dipindahkan, misalnya seorang penumpang diangkat. Jika *hovercraft* tersebut memiliki mesin pengangkat terpisah, ada kemungkinan untuk mengatasi masalah tersebut dengan mudah dengan meningkatkan kecepatan fan.

Jika *hovercraft* tersebut memiliki *single engine*, maka tenaganya akan dibagi antara fan lift dan fan *thrust*. Kedua fan tersebut akan disesuaikan secara normal untuk menyerap semua tenaga yang ada pada kecepatan tenaga puncak mesin.

### **2.3.5 Pertimbangan dalam desain**

Banyak faktor-faktor lain yang mempengaruhi performa bantalan dari *hovercraft*. Angin, kekuatan aerodinamis, seretan atau gesekan, kondisi permukaan, dan sebagainya. Maka sangatlah penting bahwa kondisi jalan yang normal dari *hovercraft* dipertimbangkan, sebelum sistem angkat didesain. Lift fan sebaiknya tidak dipilih tanpa mempertimbangkan performa sistem lift secara keseluruhan.

Fan, *duct*, *skirt*, dan lubang angin semuanya berhubungan dengan lift. Untuk mendesainnya sebaiknya dicegah sejauh mungkin untuk kehilangan tenaga dari sistem tekanan pada ruang udara. Hal ini membutuhkan pengantar dari baling-baling penuntun ke dalam ruang udara dan dibelakang fan, untuk menuntun udara untuk bergerak secara mulus melalui sistem. Perubahan yang berulang-

ulang dari arah dan bentuk duct menyebabkan hilangnya tenaga. Tidak masuk akal untuk mengeluarkan tenaga pada lift fan dan kemudian kehilangan bagian yang besar dari tenaga ini sebelum melakukan pekerjaan yang berguna dalam membuat danraempertabanikaiibantalan.

Pemasangan fan yang sama hanya dengan dipasang 6 blade akan memberikan 4 MVsec pada 580 Pa dengan 20 derajat dari sudut blade. Tetapi kecepatan fan akan menjadi 3600 RPM dan tenaga yang diserap 6.67 Hp. Bagaimanapun juga fan akan bekerja dalam daerah kurva memberikan efisiensi hanya 58%. Kecepatan yang tinggi akan menimbulkan lebih besarnya tingkat kebisingan. Dengan fan yang sama pada sudut yang lebih besar akan mencapai efisiensi lebih dari 64% tetapi pekerjaan akan lebih dari yang dibutuhkan, dengan konsumsi tenaga yang lebih besar.

Sayangnya, tidak ada metode yang simpel untuk memilih *lift fan* yang paling tepat dari data umumnya ditemukan dalam katalog pabrikan, untuk alasan uraian diatas. Data pabrikan biasanya untuk fan bekerja pada kecepatan rotasi untuk motor elektrik.

Beberapa pabrikan tidak menyediakan informasi ini jika jarak kecepatan berada diluar paratneter normal dimana mereka bekerja. Dalam hal ini, perlu adanya grafik perencanaan fan untuk masing-masing ukuran yang paling tepat, pada kecepatan fan paling tinggi, dan paling diinginkan dengan kepadatan fan yang berbeda (jumlah *blade*). Dari metode-metode diatas kemudian akan didapat suatu perencanaan dimodifikasi untuk mencari solusi yang maksimal.

## 2.4 Pemilihan Mesin

Dengan fleksibel skirt tenaga yang diperlukan untuk mengangkat *hovercraft* bervariasi dari 20 - 200 Ibs setiap horsepower. Pada umumnya sebuah kendaraan mempunyai berat sekitar 100 - 150 lbs setiap *horsepower* untuk mengangkat, akan beroperasi dengan baik didapatkan dari lift fan dan duct yang digunakan secara efisien. Berikut ini adalah contoh dari permasalahan sebuah tenaga /// yang dibutuhkan.

Sebuah *hovercraft* dengan diameter 8 ft. dan berat 100 lb. diinginkan memiliki *hovergap* (celah udara) sebesar  $\frac{1}{2}$  inch dan mengangkat orang dengan berat 150 lb. Dihitung tenaga yang dibutuhkan *hovercraft* tersebut.

$$\begin{aligned}\text{Keliling} &= \text{diameter} \times 3.14 \\ &= 25.12 \text{ feet}\end{aligned}$$

Daerah dimana udara akan keluar adalah Keliling x hover gap

$$(25.12 \text{ Ft}) \times (1/2'') \times \frac{1\text{Ft}}{12''} = 1.047 \text{ sq.Ft.}$$

untuk *hovercraft* kecil diasumsikan udara yang keluar dari celah udara adalah sekitar 60 Ft per detik.

Maka:  $(60 \text{ Ft./sec}) \times (1.047 \text{ sq.Ft.}) = 62.8 \text{ cu.Ft./sec.}$  adalah volume total aliran dari udara yang dibutuhkan.

Berat total yang harus diangkat adalah 100 ditambah 150 = 250 lbs.

Luasan dimana udara mengangkat adalah :

$$R^2 \times 3.14 = 4 \times 4 \times 3.14 = 50 \text{ sq.Ft.}$$

Tekanan yang dibutuhkan adalah sama dengan berat dibagi dengan luasan:

$$\frac{250\text{Lbs}}{50\text{Ft}^2} = 5 \text{ Lbs./Ft}^2$$

Total tenaga yang dibutuhkan adalah tekanan x aliran volume:

$$5 \text{ lbs/sq.Ft}^2 \times 62.8 \text{ Ft}^3/\text{sec} = 314 \text{ Ft.Lbs./sec.}$$

1 *Horsepower* adalah 550 Ft.Lbs/sec. tetapi karena sebuah *propeller* yang baik hanya memiliki efisiensi sebesar 70%, maka setiap *horsepower* akan memberikan hanya  $550 \times 0.7 = 385 \text{ Ft.Lbs/sec.}$  tenaga dari udara. Untuk itu tenaga yang

$$\text{dibutuhkan adalah } \frac{314\text{Ft.Lbs/sec.}}{385\text{Ft./sec./HP}} = 0.815 \text{ HP}$$

Pada umumnya celah udara (*hover gap*) dengan besar 1 inch sangat diharapkan. Hal ini akan membutuhkan sekitar  $2 \times 0.815 = 1.63 \text{ HP}$

Pada praktek sesungguhnya akan ditemukan bahwa akan dibutuhkan sekitar 3 HP untuk mendapatkan 1 inch *hovergap*. Permasalahannya adalah bahwa ketika udara harus bergerak dua kali lebih cepat melalui *duct*, efisiensi akan turun secara drastis. *Duct* yang lebih besar akan meningkatkan efisiensi, tetapi akan mengakibatkan masalah lain seperti kebutuhan fan yang lebih besar untuk lift engine atau menyebabkan putaran fan yang sangat tinggi dimana meningkatkan

tingkat kebisingan dan erosi pada daun kipas. Sistem *lift* yang baik yang dapat disesuaikan dengan beberapa faktor.

Batasan muatan atau berat kotor adalah diukur oleh kemampuan dari *hovercraft* untuk melebihi kecepatan yang direncanakan pada permukaan air yang berombak (ombak setinggi 6 inch) menuju angin yang ringan dari depan dengan beban atau muatan tertentu. Muatan sebaiknya tidak dibatasi oleh system lift. System lift yang baik harus mengangkat 1 <sup>1</sup>/<sub>A</sub> - 2 kali muatan maksimum.

Jarak rintangan maksimum adalah setinggi *hovercraft* akan naik dari tanah ketika *lift engine* bekerja pada tenaga penuh. Untuk menambah ketinggian ini harus berhati-hati, sebab ketinggian yang berlebihan menyebabkan kurangnya kestabilan dan mudah mengeruk tanah pada kecepatan tinggi

## 2.5 Sistem Pendorong

Dengan sistem *lift* yang bekerja, sebuah *hovercraft* dapat meluncur diatas permukaan datar hampir bebas dari gaya gesekan. Tetapi, harus memiliki beberapa alat bantuan untuk memulai pergerakan meluncur tersebut. Jika sistem pengangkat tersebut menyediakan cukup udara untuk membuat celah udara yang baik, dengan memiringkan *hovercraft* pada arah yang mau kita tuju dapat mendorong *hovercraft* tersebut. Pemiringan ini menyebabkan sebagian besar udara dihembuskan keluar kearah yang berlawanan dengan arah tujuan *hovercraft* sehingga menyebabkan sedikit dorongan (*thrust*). Thrust ini biasanya terlalu kecil untuk melintasi segala macam permukaan kecuali pada permukaan datar.

Untuk menjaga agar *hovercraft* tetap melintas di arah yang diinginkan sangat sulit. Kontrol arah dapat dilakukan dengan cukup memiringkan *hovercraft* untuk membuat skirt terseret pada permukaan tersebut, hal ini menyebabkan kendaraan tersebut berbelok pada arah seretan *skirt*. Sistem ini lebih baik jika dilakukan pada keadaan angin tidak terlalu kencang.

Metode lain untuk mendorong sebuah *hovercraft* dengan hanya mengguaiakan sebuah sistem pengangkat adalah dengan mengeluarkan sebagian kecil dari udara pengangkat itu dan mengarahkannya pada arah yang berlawanan

dengan arah tujuan. Kemudian dengan meletakkan kemudi pada aliran udara ini, maka *hovercraft* tersebut dapat dikendalikan. Tetapi sistem pengangkat tersebut harus mampu menyediakan cukup udara untuk memenuhi kebutuhan dari keduanya. Kedua sistem pendorong ini tidak cukup digunakan pada tempat yang berangin, atau untuk menjalankan pada permukaan tertentu kecuali pada kecepatan rendah di air.

Sebuah *hovercraft* yang berjalan pada permukaan yang keras akan terus menambah kecepatan sampai thrust diseimbangkan dengan gesekan udara. Ada dua macam gesekan udara yang perlu diperhatikan pada pengoperasian *hovercraft*. Yang pertama adalah pembentukan gesekan yang disebabkan oleh tekanan udara yang lebih besar di depan kendaraan daripada disampingnya ketika kendaraan tersebut berjalan maju. Bentuk yang lebih efisien akan mengurangi gesekan seperti ini. Tipe kedua dari gesekan udara ini adalah gesekan momentum dari udara pengangkat ketika udara ini disimpan dibawah kendaraan. Jumlah dari gesekan tergantung dari volume laju udara per detik dan kecepatan dari *hovercraft*.

Selain itu untuk sebuah *hovercraft* yang beroperasi pada air, akan mengalami tiga macam gesekan. Yang pertama yaitu, pada waktu derajat-derajat yang bervariasi adalah gesekan gelombang atau ombak. Karena ruang pengangkat tersebut terisi udara dibawah tekanan, udara ini menekan permukaan air dibawah *hovercraft*. Untuk setiap tekanan 5 lbs/Sq. Ft., permukaan air ditekan kira-kira 1 inch. Ketika *hovercraft* mulai berjalan maju, tekanan ini bergerak bersama *hovercraft* tersebut dan juga menyebabkan ombak dibentuk didepan *hovercraft*. Ombak ini tetap menjadi lebih besar sampai *hovercraft* tersebut mencapai kecepatan yang direncanakan. Pada kecepatan ini *hovercraft* tersebut bergerak lebih cepat daripada ombak yang dibuatnya dan melewati ombak tersebut. Pada kecepatan ini gesekan ombak mencapai maksimum. Dengan naiknya kecepatan diatas kecepatan yang direncanakan, gesekan ombak berkurang tetapi masih tetap ada. Diatas kecepatan yang direncanakan udara dalam ruang di bawah *hovercraft* masih tetap menekan permukaan air, tetapi *hovercraft* bergerak cukup cepat supaya udara tidak punya waktu cukup lama untuk menekan permukaan air. Dengan naiknya kecepatan, gesekan ombak turan. Sebagai akibatnya, perhitungan gesekan ombak biasanya dibuat untuk menentukan apabila *hovercraft* memiliki

thrust cukup untuk melampaui kecepatan yang direncanakan. Disini dapat dilihat bahwa *hovercraft* sama seperti sebuah perahu.

Tipe kedua dari gesekan diatas air adalah *friction drag*. Gesekan ini disebabkan oleh *skirt* ketika bergesekan dengan permukaan air, sehubungan dengan kondisi yang tidak seimbang, pengangkat yang tidak memadai, atau ombak-ombak pada permukaan air.

Tipe ketiga dari gesekan ini adalah tubrukan ombak, yang disebabkan oleh skirt menerjang ombak di permukaan air yang kasar. Seperti yang dapat dilihat ada beberapa macam gesekan yang harus diatasi *hovercraft*. Ini alasan mengapa sistem pendorong digunakan. Untuk mencapai performa yang bagus, sistem pendorong harus memiliki tenaga yang lebih besar dari sistem pengangkat. *Propeller* yang baik harus menghasilkan 4-6 lbs thrust per HP, dimana *centrifugal fan* akan menghasilkan hanya 2-4 lbs thrust per HP. Istilah HP berarti tenaga yang tersedia pada RPM dimana mesinnya jalan. Mesin yang memiliki 10 HP pada 7000 RPM bisa memiliki hanya 5 HP pada 4000 RPM.

Contoh soal: Tentukan kecepatan maksimum dari panjang 12' lebar 6' tinggi 3' *Hovercraft* diatas tanah. Berat 700 lbs terisi dan *hovercraft* menggunakan 100 kubik feet per detik udara untuk lift. Mesin pendorong mengembangkan 20 HP dengan *propellemya*.

Karena *hovercraft* beroperasi diatas daratan, ada dua tipe gesekan untuk dipertimbangkan, yang pertama adalah gesekan pembentuk. Kita harus memperkirakan bentuk koefisien gesekan (*coeficient drctg* = CD). Bentuk efisien yang sempurna memiliki CD mendekati nol dan bentuk yang datar memiliki CD kira-kira 1.0. *Hovercraft* rata-rata memiliki CD kira-kira 0.5. Bentuk gesekan adalah daerah depan x CD x tekanan udara dinamis (*dynamic airpressure* = PD),

dimana  $PD = \frac{V}{29}$  dimana V adalah kecepatan dalam feet per detik (*feet per second* = FPS).

Maka bentuk gesekan (DF: *Drag Form*), adalah  $DF = 6' \times 3' \times 0.5 \times \frac{V}{29}$

*Drag Momentum* (DM) = Mass flow x kecepatan(V)

$$DM = 0.00238 \times 100 \times V$$

Menghitung untuk beberapa harga dari V pada:

29 FPS maka DF = 9 lbs -> pada 29 FPS maka DM = 6.9

58 FPS maka DF = 36 lbs -> pada 58 FPS maka DM = 13.8

87 FPS maka DF = 81 lbs -> pada 87 FPS maka DM = 20.7

Thrust yang ada pada kecepatan nol (*statik thrust*) ada kira-kira 5 lbs per HP atau sekitar  $20 \times 5 = 100$  lbs thrust. Tetapi thrust menurun ketika kecepatan meningkat.

Thrust pada kecepatan (T) = *Stalik thrust* x (1 - V/340)

Dimana V adalah kecepatan dalam feet per detik

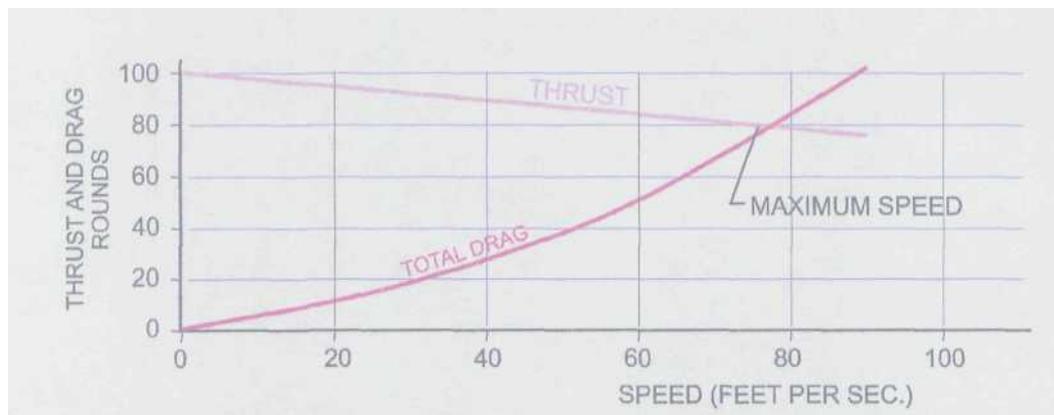
Jadi *thrust* pada kecepatan yang dipilih adalah:

V = 29FPS    T = 91.51bs.

V = 58FPS    T = 83.01bs.

V = 87 FPS    T = 74.5 lbs.

Sekarang dibuat sebuah gambar dari thrust dan gesekan terhadap kecepatan. Ditambahkan kedua gesekan (bentuk gesekan dan gesekan momentum) dan gambar titik-titik pada kecepatan-kecepatan yang sesuai.



Gambar 2.11 Grafik Thrust dan Drag (*pounds*) terhadap Kecepatan (FPS)

Gambar grafik menunjukkan bahwa kecepatan maksimum diatas tanah sekitar 75 Ft/sec atau kira-kira 51 MPH. Jika berjalan raelawan angin 10 MPH, kecepatan diatas tanah menjadi 41 MPH. Kalau berjalan sejalan dengan angin, kecepatan maksimum menjadi 61 MPH. Kecepatan maksimum diperoleh ketika *thrust* sama dengan gesekan pada grafik.

Diatas air yang tenang dengan kendaraan *hovercraft* yang dalam keadaan yang baik, kecepatan maksimumnya akan menjadi hampir sama dengan diatas tanah. Mungkin ada perbedaan sedikit MPH sehubungan dengan besarnya gesekan ombak atau sentuhan yang berkala pada permukaan air. Diatas permukaan air yang berombak kendaraan tersebut akan melambat sehubungan dengan gesekan dari tubrukan ombak dan friksi. Gesekan yang khusus terhadap diagram kecepatan ditunjukkan untuk *hovercraft* yang sama seperti contoh soal, hanya saja kali ini kendaraannya diatas air.



Gambar 2.12 Grafik *Thrust* dan *Drag* (*pounds*) terhadap Kecepatan (FPS) saat *hovercraft* diatas air

## 2.6 Gaya Hambat Angin

### 2.6.1 Drag

Gaya seret (*drag*) timbul sebagai efek dari viskositas, dapat diklasifikasikan menjadi 2 bagian yaitu *skin friction drag* karena tegangan geser dan *pressure drag* akibat separasi aliran.

*Skin friction drag* terjadi bila aliran viscous melewati permukaan padat, maka akan mengakibatkan gesekan antara permukaan padat dengan fluida yang berbatasan dengan permukaan dan akhirnya menimbulkan gaya gesek yang mana dapat memperlambat gerakan relatif.

Fenomena separasi sangat berpengaruh terhadap timbulnya gaya seret mengingat setiap terjadinya separasi selalu diikuti suatu daerah bertekanan rendah sebagai akibat energi yang dihamburkan untuk gerakan turbulen dalam daerah itu sehingga tekanannya menjadi rendah bila dibandingkan ketika tidak terjadi separasi. Perbedaan tekanan pada permukaan inilah akan menyebabkan gaya seret yang disebut *pressure drag*. Besarnya *pressure drag* ini dipengaruhi oleh ukuran daerah bertekanan rendah yang pada akhirnya ditentukan oleh posisi dari separasi. Penjumlahan antara *skin friction* dan *pressure drag* diatas selanjutnya akan membentuk *profile drag* yang merupakan total gaya seret pada bentuk aerodynamic yang disebabkan oleh efek viscositas.

Sumber gaya seret lainnya adalah *induced drag*. Gaya seret ini diperbitungkan untuk analisa pada *finite wing* dimana menggunakan analisa 3 dimensi. Fenomena ini timbul karena adanya vortex diujung sayap ke arah *downstream* sehingga menimbulkan *downward* yang merupakan komponen kecepatan udara disekeliling sayap. Komponen ini dinamakan *downwash*. Gaya seret yang ditimbulkan oleh *downwash* tersebut didefinisikan sebagai *induced drag*.

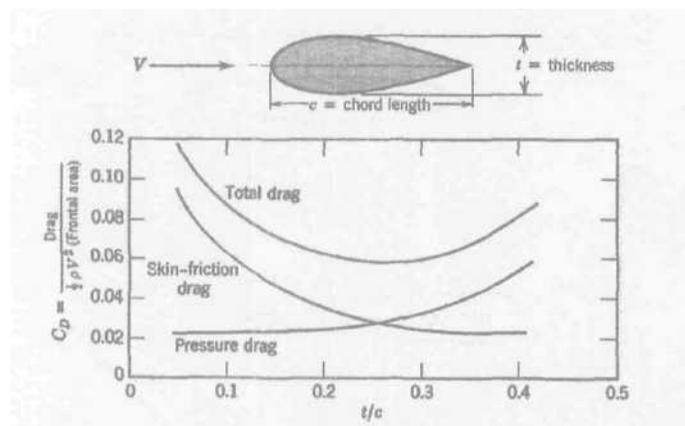
Gaya seret sering dipresentasikan dalam bentuk grafik yang merupakan fungsi dari sudut serang. Ini menunjukkan bahwa gaya seret sangat dipengaruhi oleh sudut serang. Semakin meningkat sudut serang, titik tekanan minimum di permukaan atas akan bergeser ke depan dan karena efek tekanan balik maka posisi titik awal separasi juga bergeser kedepan sehingga dapat dikatakan *pressure drag* akan lebih dominan daripada *skinfriction drag*. Akibat selanjutnya total drag yang terjadi akan naik sedikit demi sedikit dan kemudian naik drastis pada keadaan *airfoil* mengalami *stall*.

## 2.6.2 Streamlining

Tujuan dari streamlining adalah untuk mengurangi tingginya tekanan yang merugikan yang timbul di titik belakang pada ketebalan maksimum body. Hal ini menunda batas lapisan separasi aliran dan mengurangi tekanan *drag*. Tetapi,

penambahan bagian ekor yang cukup akan menambah daerah permukaan pada body; ini menyebabkan *skin friction drag* untuk naik. Bentuk *streamlined* yang optimal adalah bentuk yang memberikan total drag paling minimal.

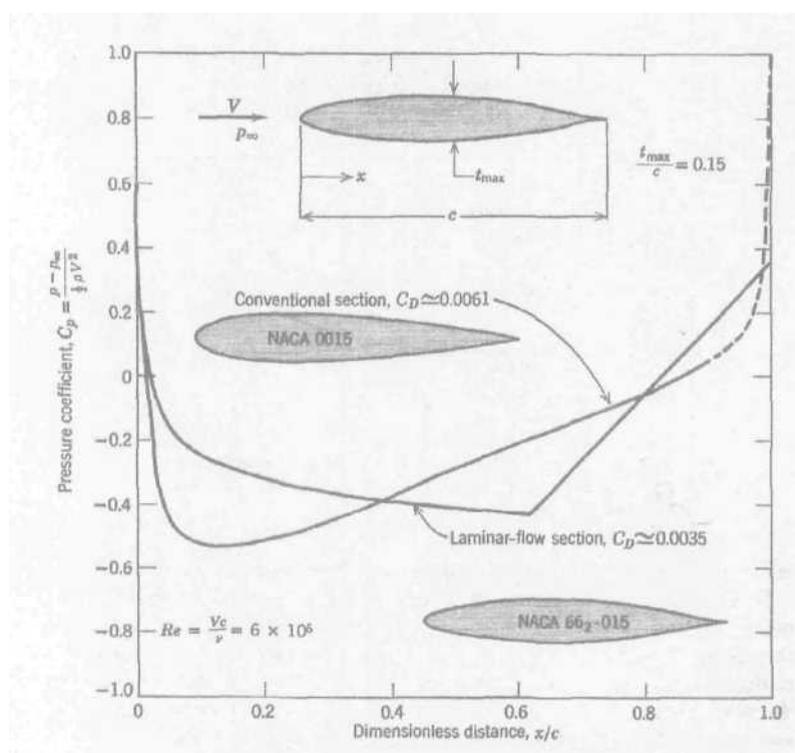
Ketinggian tekanan disekitar bentuk body yang menyerupai tetesan air adalah lebih sedikit dibanding dari tekanan di sekitar bentuk sebuah silinder dengan lingkaran. Perbandingan antara pressure dan friction drag untuk hal ini dilihat pada gambar 2.13, untuk pengujian pada  $Re_c = 4 \times 10^5$ . Dari gambar, koefisien drag minimum adalah  $C_D = 0.06$  dimana timbul ketika ketebalan dari rasio antara dua titik lingkaran adalah  $t/c = 0.25$ . Harga ini sekitar 20 % dari koefisien drag minimum untuk lingkaran silinder dengan ketebalan yang sama. Akibatnya, bentuk dengan *streamlined* dengan ketebalan lima kali lipat dari bentuk silinder dapat digiinkan, dengan tanpa perbedaan dalam *aerodynamic drag*.



**Gambar 2.13 Koefisien drag pada bentuk *streamlined strut* sebagai fungsi dari rasio ketebalan, menunjukkan kontribusi dari *skin fricthn* dan tekanan dari *total drag***

Ketebalan maksimum untuk bentuk seperti pada gambar 2.13 adalah terletak pada 25 % dari dari jarak *chord* dari ujung utama. Kebanyakan dari *drag* pada bagian yang lebih kurus seharusnya ada *skin friction* pada lapisan aliran turbulen di bagian belakang yang berbentuk tirus. Ketertarikan pada bentuk *airfoil* dengan *drag* rendah berkembang sejak tahun 1930. *The National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) mengembangkan beberapa seri dari *airfoil* dengan "aliran laminar" dimana peralihan ditunda hingga 60-65% dari panjang

*chord* dari hidung *airfoil*. Pembagian tekanan dan data *drag* untuk dua *airfoil* yang sama pada waktu yang tak terbatas dan 15 % ketebalan pada sudut nol derajat dari serangan udara ditunjukkan pada gambar 2.14. Peralihan pada *airfoil* konvensional (NACA 0015) terjadi ketika tekanan *gradient* menjadi berlawanan, pada  $x/c = 0.13$ , didekat titik ketebalan maksimum. Jadi kebanyakan dari permukaan *airfoil* dilapisi dengan lapisan aliran turbulen; koefisien drag adalah  $C_D = 0.0061$ . Titik ketebalan maksimum telah dipindah pada desain *airfoil* (NACA 66<sub>2</sub>-015) untuk aliran laminar. Lapisan aliran dipertahankan dalam resim laminar dengan tekanan *gradient* yang diinginkan pada  $x/c = 0.63$ . Jadi bagian terpenting dari aliran adalah laminar;  $C_D = 0.0035$  untuk bentuk ini, sesuai pada daerah bentuk rancangan. Koefisien drag berdasarkan bentuk bagian depan adalah  $C_D^* = C_D / 0.15 = 0.0233$ , atau sekitar 40 % dari optimal untuk bentuk pada gambar 2.13.



**Gambar 2.14 Teori distribusi tekanan pada sudut serang nol untuk dua buah bentuk *airfoil* pada rasio ketebalan 15%**

Pengetesan pada *special wind tunnel* telah menunjukkan bahwa aliran laminer dapat dipertahankan hingga kepanjangan reynold number mencapai 30 juta dengan bentuk profil yang tepat. Karena memiliki karakteristik drag yang diinginkan, aliran *laminer airfoil* digunakan dalam desain untuk kebanyakan pesawat modera dibawah kecepatan suara.

Kemajuan baru-baru ini telah membuat pengerabangan dari bentuk drag rendah yang lebih baik dari bentuk seri NACA 60. Percobaan-percobaan menuntun pengembangan dari distribusi tekanan yang mencegah pemisahan ketika mempertahankan batas lapisan turbulen dalam sebuah kondisi yang menghasilkan *skin friction* yang diabaikan. Metode yang dikembangkan untuk menghitung bentuk body yang menghasilkan distribusi tekanan yang diinginkan menuntun pada pengembangan dari bentuk yang hampir optimal untuk *strut* tebal dengan drag rendah.

Pengurangan *aerodynamic drag* juga sangat penting bagi aplikasi kendaraan jalan raya. Untuk kepentingan penghematan bahan bakar telah memberikan dorongan penting untuk mengimbangi performa *aerodynamic* yang efisien dengan desain menarik dari kendaraan. Detail dan bentuk bagian depan sangat penting bagi kendaraan. Hidung rendah dan bentuk bulat yang halus adalah fitur utama penyebab *drag* yang rendah.

## 2.7 Dasar Teori Mekanika Fluida

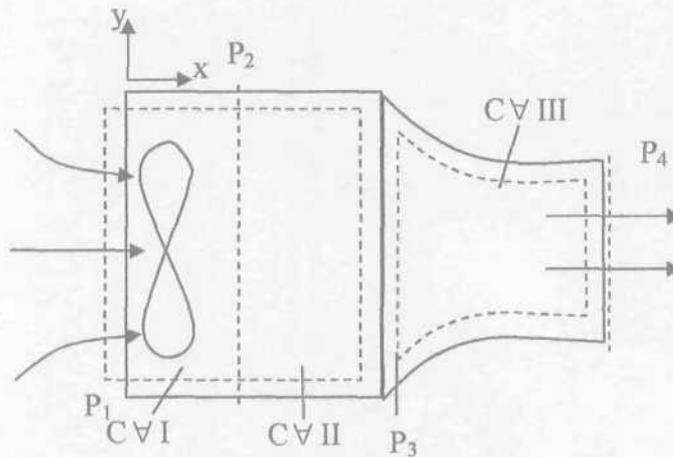
### 2.7.1 Perhitungan Daya Blower Untuk Thrust

Daya blower  $\rightarrow F_{th} = \text{out put}$

$$\dot{m} \left\{ \frac{\Delta P}{\rho} \right\}$$

$$\dot{m} \rightarrow \rho \dot{V}$$

$$\frac{\Delta P}{\rho} \rightarrow \text{head blower}$$



Gambar 2.15 Sistem pada *thrust duct*

Tinjauan C ∇ III:

Dari point 3 → 4

$$F_{th} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \bar{V}_x \rho \, dV + \int_{CS} \bar{V}_x \rho \, \bar{V} \cdot d\bar{A} \quad \dots\dots\dots(2.9)$$

C ∇ : Control Volume

CS : Control Surface

Asumsi :

Aliran steady (steady flow)

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \bar{V}_x \rho \, dV = 0$$

$$F_{th} = \int_{CS} \bar{V}_x \rho \, \bar{V} \cdot d\bar{A}$$

Terdapat dua CS yaitu 3 - 4

$$F_{th} \rightarrow \int_{A3} \bar{V}_x \rho \, \bar{V} \cdot d\bar{A} + \int_{A4} \bar{V}_x \rho \, \bar{V} \cdot d\bar{A}$$

Asumsi ;

- incompressible flow  $\rho_3 \approx \rho_4 = \rho$ , dimana  $\rho$  = density udara
- density uniform pada section A3 dan A4
- profil kecepatan di A3 dan di A4 dianggap mendekati profil seragam.

$$F_{th} = \bar{V}_{x3} \underbrace{\left\{ -|\rho \bar{V}_3 A_3| \right\}}_{\dot{m}} + \bar{V}_{x4} \underbrace{\left\{ -|\rho \bar{V}_4 A_4| \right\}}_{\dot{m}}$$

Berdasarkan continuity maka :

$$|\rho \bar{V}_3 A_3| = |\rho \bar{C}_u A_4| = \dot{m}$$

$$F_{th} = \dot{m} \left\{ \bar{V}_{x4} - \bar{V}_{x3} \right\} \rightarrow \text{persamaan momentum} \dots\dots\dots (2.10)$$

Tinjauan persamaan kekekalan energi dari point 3-4

$$\dot{m} \left\{ \frac{P_3}{\rho} + \frac{\bar{V}_3^2}{2} + g Z_3 \right\} = \dot{m} \left\{ \frac{P_4}{\rho} + \frac{\bar{V}_4^2}{2} + g Z_4 \right\} + \dot{m} \sum hl_{3-4}$$

karena posisi 3 dan 4 terletak horizontal maka  $Z_3 = Z_4$

$$\dot{m} \left\{ \frac{P_3}{\rho} + \frac{\bar{V}_3^2}{2} \right\} = \dot{m} \left\{ \frac{P_4}{\rho} + \frac{\bar{V}_4^2}{2} \right\} + \dot{m} \sum hl_{3-4} \dots\dots\dots (2.11)$$

$\sum hl_{3-4}$  disini adalah total head loss pada nozle termasuk head loss pada exit nozle

bila  $\dot{m}$  dan  $A_3$  ditentukan dari perancangan dan  $F_{th}$  diketahui dari kebutuhan, maka dari persamaan (2.10), dapat dihitung  $\bar{V}_{x4}$ , yang dalam hal ini adalah sama dengan  $\bar{V}_4$

bila  $P_4$  dianggap  $\approx P_{atm}$  dan losses pada nozle dapat diestimasi dari tabel empiris maka dari persamaan (2.11), dapat dihitung  $P_3$

Tinjauan C $\forall$  II dari point 2 ke 3

berdasarkan persamaan energi :

$$\dot{m} \left\{ \frac{P_2}{\rho} + \frac{\bar{V}_2^2}{2} + q Z_2 \right\} = \dot{m} \left\{ \frac{P_3}{\rho} + \frac{\bar{V}_3^2}{2} + q Z_3 \right\} + \dot{m} \sum hl_{2-3}$$

horizontal  $\rightarrow Z_2 = Z_3$

adalah head loss yang terjadi pada contraction corener antara selubung fan terhadap nozle

$\bar{V}_2 = \bar{V}_3 \rightarrow$  dari continuity, karena  $A_2 = A_3$

dari sini diperoleh  $P_2$

$P_2 > P_3$

Tinjau C ∨ I, dari point 1 ke 2

Persamaan energy

$$\dot{m} \left\{ \frac{P_1}{\rho} + \frac{\bar{V}_1^2}{2} + q Z_1 \right\} + \dot{W}_{fan} = \dot{m} \left\{ \frac{P_2}{\rho} + \frac{\bar{V}_2^2}{2} + q Z_2 \right\} + \dot{m} \sum hl_{fan}$$

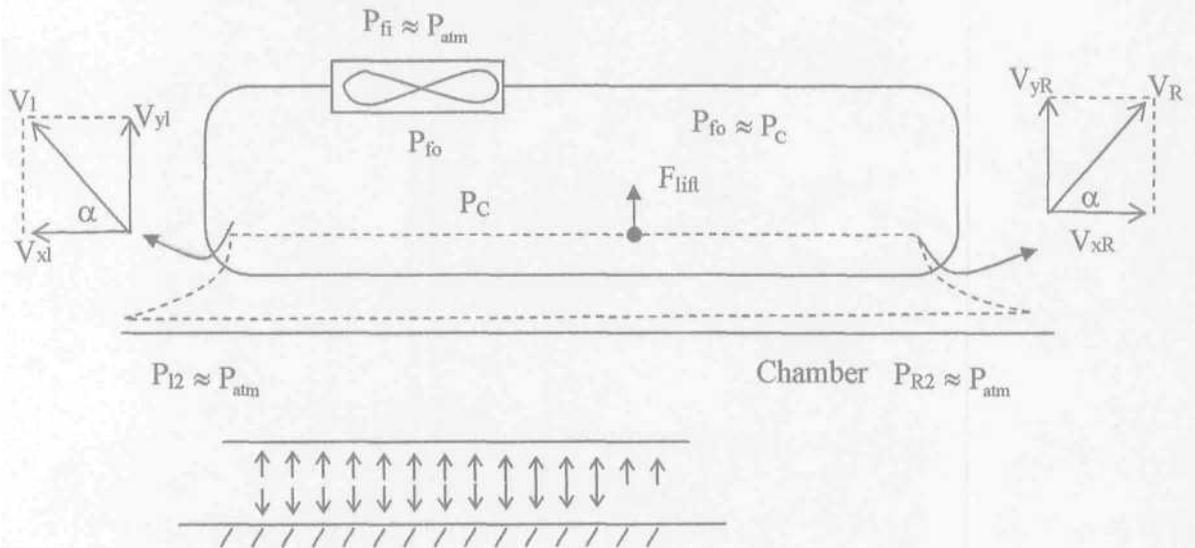
$P_1 = P_{atm}$

$\bar{V}_1$  dianggap  $= \bar{V}_2$  dari continuity, karena  $A_1 = A_2$

$\sum hl_{fan}$  = total head loss yang terjadi di fan, termasuk head loss pada intake selubung fan

head loss dapat diestimasi dari tabel empiris dan pengalaman praktis dari sini diperoleh W fan atau daya fan yang dibutuhkan.

### 2.7.2 Perhitungan Daya Blower untuk Lift



**Gambar 2.16 Sistem lift pada chamber**

$F_{lift}$  dari momentum  $F_y \rightarrow$  energy

$V_1$  dan  $V_2$

tergantung dari perbedaan  $P_c - P_{atm}$

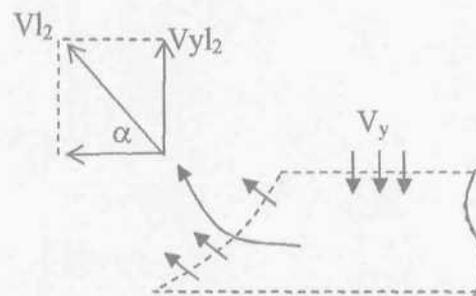
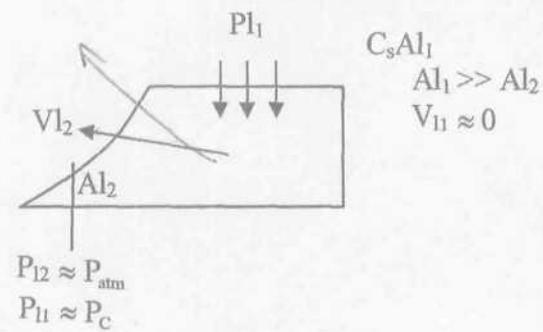
$V_{y1}$  dan  $V_{y2}$  tergantung :  $\alpha$  dan  $V_1$  dan  $V_2$

$$V_{y1} = V_{yR} = F_y = \frac{\partial}{\partial t} \int_{CV} \rho \, dV + \int_{CS} V_y \rho \, \vec{V}_0 \cdot d\vec{A}$$

$$F_y = \int_{A1} V_{y1} \rho \, \vec{V}_1 \cdot d\vec{A} - \int_{A2} V_{y2} \rho \, \vec{V}_2 \cdot d\vec{A}$$

$$\frac{F_{lift}}{L_C} = \frac{F_{y1}}{L_C} + \frac{F_{yR}}{L_C}$$

$L_C = \text{panjang keliling chamber}$



Gambar 2.17 Aliran dan volume udara yang keluar di sekeliling skirt

$$\frac{F_{y1}}{L_C} = \int_{A_{l1}} V_{y1} \rho \, \vec{V}_1 \cdot d\vec{A} - \int_{A_{l2}} V_{y2} \rho \, \vec{V}_2 \cdot d\vec{A}$$

$$F_{lift} = \frac{F_{lift}}{L_C} \times L_C$$

$F_{lift}$  diketahui dari kebutuhan

$$\frac{F_{yl}}{L_c} = \frac{1}{2} \frac{F_{lift}}{L_c}$$

$L_c =$  panjang keliling chamber

$$Al_1 \text{ dan } Al_2 = \frac{\text{luas lubang}}{L_c}$$

Padahal

$$V_y = 0$$

$$V_y = V_{12} \sin \alpha$$

$$V_{12} = \frac{V_y}{\sin \alpha}$$

Persamaan energi dari 1 ke 2

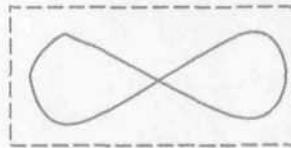
$$\frac{\dot{m}}{L_c} \left\{ \frac{P_{1_1}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{1_1}^2}{2} + q Z_{1_1} \right\} = \frac{\dot{m}}{L_c} \left\{ \frac{P_{1_2}}{\rho} + \frac{\bar{V}_{1_2}^2}{2} + q Z_{1_2} \right\} + \frac{\dot{m}}{L_c} \sum h_{l_{1-2}}$$

$$p_{1_2} \approx P_{atm}$$

$$p_{1_1} \approx P_c$$

$$\dot{m} \approx \frac{\dot{m}}{L_c} \times L_c$$

$$V_{f_1} \approx 0 \quad p_{f_2} \approx P_{atm}$$



$$V_{f_0} \approx 0 \quad P_{f_0} \approx P_c$$

**Gambar 2.18** Sistem pada *lift fan*

$$\overset{0}{W} = \overset{0}{m} \left\{ \frac{\Delta P}{\rho} \right\}$$

$$\vec{F}_{net} = \vec{F}_{thrust} - \vec{F}_{drag}$$

$$\vec{F}_{net} \cdot \vec{F}_{hover} = \overset{0}{W}_{net\ hover}$$

$$\left( \overset{0}{W}_{fan} \right)_{thrust} > \overset{0}{W}_{net\ hover}$$