

Kontur tekanan dinamis pada permukaan atur sisi keluaran kaskade kompresor aksial *blade* tipis simetris dengan sudut serang bervariasi

AA Adhi Suryawan

Jurusan Teknik Mesin Universitas Udayana, Kampus Bukit Jimbaran Bali

Abstrak

Pengujian eksperimental tentang kontur tekanan dinamis pada permukaan atur bagian keluaran kaskade kompresor aksial dengan sudu tipis-simetris telah dilakukan dengan variasi sudut serang masing-masing 0° , 5° , dan 10° . Dari penelitian ini maka diketahui bagaimana pengaruh viscous effect terhadap karakteristik tekanan dinamis pada cascade kompresor aksial. Pengujian dilakukan menggunakan wind tunnel yang di dalamnya telah diset lengkap dengan cascade yang sudut serang (α) bervariasi. Data hasil pengukuran diperoleh dengan menggunakan inclined manometer yang berisi kerosine. Selanjutnya dilakukan pengolahan data dan kemudian disimulasikan ke program komputer sehingga didapatkan kontur tekanannya. Dari penelitian yang dilakukan didapatkan bahwa effect viscous sangat mendominasi pada daerah dekat endwall, sehingga kehilangan tekanan (pressure loss) terkonsentrasi pada daerah ini ($z = 0$ s/d $z = \pm 28$ mm). Semakin menjauhi dinding (wall) sampai pada posisi tengah-tengah span ($z = 225$ mm), losses menjadi semakin turun. Semakin kecil losses maka tekanannya akan meningkat sehingga tekanan dinamis di tengah-tengah span jauh lebih besar dibandingkan dengan di dekat dinding (endwall). Semakin besar sudut serang, maka beda tekanan antara pressure side dan suction side menjadi lebih besar pula.

Kata kunci: Kompresor aksial, kaskade, sudut serang

Abstract

An experiment on contour of dynamic pressure on exit control surface of axial compressor cascade with thin-symmetrical blades was conducted with angles of attack 0° , 5° , and 10° , respectively; and constant stagger angle 50° . The experiment was aimed to investigate the effect of angle of attack and its viscous effect to the characteristic of the dynamic pressure of the axial compressor cascade. The measurement was performed at exit section of the cascade by using an inclined manometer. The results showed that the viscous effect was very dominant at the end wall, as consequence, the highest pressure losses occurred at this section. The bigger angle of attack resulted in the higher of viscous effect. At the region between the middle of span to end wall, the viscous effect was lower than at the end wall. The bigger angle of attack resulted in increasing the pressure difference between pressure side and suction side.

Keywords: Axial compressor cascade, angle of attack

1. Pendahuluan

1.1. Latar belakang

Dewasa ini dunia telah mengalami krisis energi. Satu hal yang diusahakan untuk mengatasi hal tersebut adalah dengan melakukan konversi atau perubahan energi dari satu energi yang kurang bermanfaat menjadi energi lain yang lebih bermanfaat. Proses perubahan energi ini dapat dilakukan dengan adanya berbagai macam mesin konversi energi. Seiring pula dengan perkembangan dunia industri dan teknologi, maka berdampak pada semakin pesatnya pemakaian mesin-mesin konversi energi tersebut. Salah satu mesin konversi energi yang banyak digunakan adalah kompresor. Pemanfaatan kompresor sangat penting di berbagai bidang industri seperti bidang perpesawat, mesin-mesin pneumatik seperti pesawat angkat, mesin pendingin, pembangkit listrik, dll.

Kompresor merupakan suatu mesin konversi energi yang berfungsi untuk memanfaatkan atau mengkompresikan fluida kerja, dalam hal ini fluida *compressible*. Kompresor menerima energi/kerja dari luar berupa daya poros. Karena fluida kerja merupakan fluida *compressible* (udara dan gas-gas), maka akibat kenaikan tekanan akan menyebabkan terjadi perubahan temperatur (T) dan rapat massa/densitas (ρ). Bila perubahan tekanan tersebut rendah, maka akibat proses kompresi hampir tidak terjadi perubahan temperatur dan rapat massa (*densitas*) fluida kerja. Dan apabila dalam perubahan tekanan yang cukup besar, maka akibat dari proses kompresi akan terjadi perubahan temperatur dan rapat massa fluida yang sangat signifikan.

Terdapat berbagai jenis kompresor dan salah satunya adalah kompresor aksial. Kompresor aksial merupakan kompresor yang tergolong dalam *rotodynamic compressor*, dimana proses kompresi dihasilkan dari efek dinamik antara sudu (*blade*)

dengan fluida kerja yang mengacu pada persamaan *moment of momentum*, dan tidak mengacu pada efek perubahan volume seperti halnya pada *positive displacement compressor*.

Unjuk kerja dari suatu kompresor aksial akan sangat tergantung dari rancang bangun kompresor itu sendiri. Berbicara masalah rancang bangun suatu kompresor maka tidak dapat dilepaskan dari desain sudu yang tepat. Dengan menganalisa desain sudu ini akan dapat diketahui besar kecilnya *losses* yang terjadi pada kompresor. Performansi atau unjuk kerja kompresor berhubungan dengan *losses*, karena semakain besar *losses* maka performansi kompresor akan semakin rendah, demikian pula sebaliknya. Untuk menganalisa desain sudu suatu kompresor aksial serta fenomena aliran yang terjadi, dapat dilakukan dengan mengamati aliran yang melewati sebuah *cascade* dua dimensi dari kompresor aksial.

Dalam rangka bahasan *cascade* dua dimensi, potongan penampang sudu pada posisi jari-jari rata-rata (*mean radius*), biasanya ditampilkan dalam satu *plane compressor cascade (linear cascade)*, dengan acuan sistem koordinat salib sumbu (x,y). Adapun yang perlu juga dipahami adalah penampang sudu dari kompresor aksial mempunyai bentuk spesifik yang secara aerodinamis disebut *airfoil*. Untuk satu stage (*rotor-stator*), suatu *linear compressor cascade* yang merupakan potongan penampang pada jari-jari rata-rata.

Dalam menganalisa aliran pada suatu kompresor terdapat beberapa parameter penting seperti tekanan, kecepatan, ketinggian dll. Karena dalam hal ini akan mengestimasi *losses* yang terjadi maka parameter yang paling tepat diambil adalah tekanan. Dari analisa tekanan akan diketahui tentang kenaikan ataupun penurunan tekanan yang terjadi. Apabila terjadi kenaikan tekanan maka dinyatakan dengan *pressure coefficient, Cp*. Tetapi dari beberapa analisis sebelumnya, yang lebih sering terjadi adalah penurunan tekanan yang dinyatakan dengan *total pressure loss, Δp_0* . Penurunan tekanan terjadi karena adanya kehilangan atau kerugian tekanan. Kerugian tekanan ada 2 macam, yaitu *major losses* merupakan kehilangan tekanan akibat adanya pengaruh gesekan aliran fluida kerja, dimana *losses* ini mempunyai porsi yang besar. Kedua, *minor losses* merupakan kerugian tekanan akibat adanya perubahan arah aliran, perubahan penampang aliran dan perubahan gesekan akibat adanya *fitting* (belokan, percabangan, katup, sambungan dll).

Berdasarkan pemaparan diatas, maka penulis merasa perlu untuk mengkaji serta melakukan penelitian tentang kontur tekanan dinamis pada permukaan atur disisi keluaran suatu *cascade* kompresor aksial dengan sudut serang yang bervariasi. Penulis menganalisis pada bagian keluaran/exit karena melalui kondisi keluaran akan dapat diestimasi besar *losses* yang terjadi. Dengan penelitian ini akan diketahui pula mengenai

fenomena aliran yang melewati suatu *cascade* kompresor aksial.

1.2. Rumusan masalah

Dari penjelasan pada latar belakang, bahwa parameter utama yang akan di analisis berupa tekanan dengan model eksperimen pada suatu *linear compressor cascade*. Sehingga rumusan permasalahan yang akan timbul adalah bagaimana kontur tekanan yang terjadi pada masing-masing permukaan atur.

Dari beberapa permasalahan yang akan dihadapi maka penulis merasa perlu menentukan batasan-batasan masalah meliputi:

- Pendekatan yang dilakukan berupa pendekatan dua dimensional.
- Pengujian dilakukan dengan sudut serang yang telah ditentukan.
- Aliran masuk berupa aliran paralel
- Blade* yang digunakan adalah tipis simetris.
- Kekasaran permukaan dianggap *uniform/seragam*

1.3. Tujuan penelitian

- Untuk mengetahui tentang kontur tekanan pada permukaan kontrol (*control surface*) disisi keluaran suatu *cascade* kompresor aksial dengan sudut serang (*angle of attack*) yang bervariasi.
- Untuk mengetahui dan menganalisis tentang fenomena tekanan pada bagian keluaran *cascade* kompresor aksial sehingga besarnya *losses* dapat diestimasi.
- Untuk mengetahui tentang interaksi antara besar *losses* (dalam hal ini *total pressure drop*) dengan adanya efek viskositas dari fluida.

2. Dasar Teori

2.1. Kompresor aksial

Kompresor aksial merupakan salah satu tipe kompresor yang tergolong dalam *rotodynamic compressor*, dimana proses kompresi di dalamnya dihasilkan dari efek dinamik antara sudu (*blade*) dengan fluida kerja dengan mengacu pada persamaan *moment of momentum* dan tidak mengacu pada efek perubahan volume. Berbeda dengan kompresor sentrifugal/radial, aliran fluida di antara sudu-sudu (*blades*) tidak diarahkan secara radial melainkan secara aksial [1].

Dibandingkan dengan kompresor sentrifugal, kompresor aksial dengan kebutuhan daya (*rate of shaft work*) yang sama akan menghasilkan *head* yang lebih kecil, tetapi kapasitas aliran (*volumetric flowrate*) yang lebih besar. Dengan demikian rasio tekanan (*pressure ratio*), P_2/P_1 , untuk *single stage*-nya juga lebih rendah. Untuk mengatasi kekurangan ini, atau untuk memberikan *head* atau rasio tekanan yang sama, kompresor biasanya dibuat secara *multistage*, dengan tanpa memperbesar ukuran mesinnya ke arah radial [1].

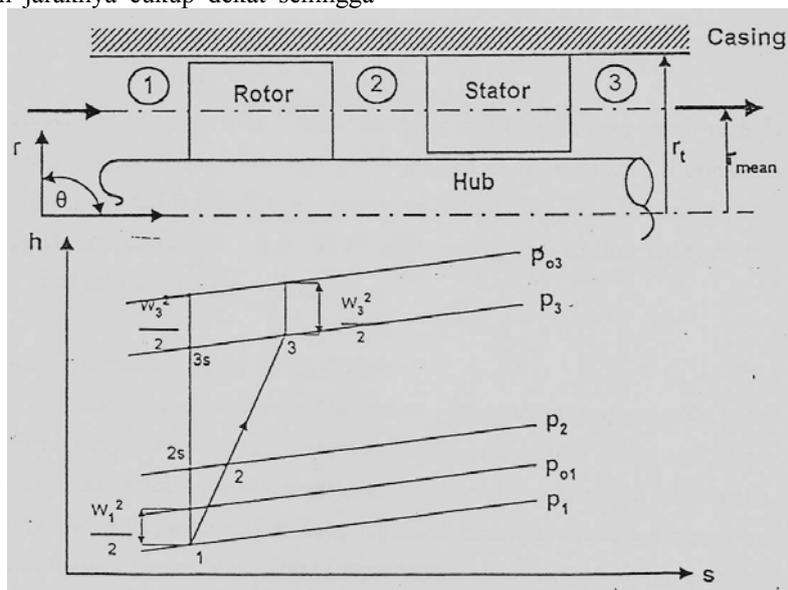
Perbedaan lain dari kompresor aksial dibandingkan dengan kompresor sentrifugal/radial adalah proses kenaikan tekanan tahap keduanya. Seperti sudah diketahui, untuk kedua tipe proses

kenaikan tekanan tahap pertama sama-sama terjadi pada *rotor*-nya. Sedangkan untuk proses kenaikan tekanan berikutnya, apabila pada kompresor radial terjadi pada rumah siput (*volute chamber*) maka pada kompresor aksial, proses kenaikan tekanan berikutnya terjadi pada *stator*. Jadi yang dimaksud “satu *stage*” untuk kompresor aksial adalah kombinasi dari *rotor* dan *stator* sedangkan untuk kompresor radial adalah pada *rotor* dan *volute chamber*. Proses kenaikan tekanan untuk “satu *stage*” kompresor aksial dapat digambarkan pada Gambar 1.

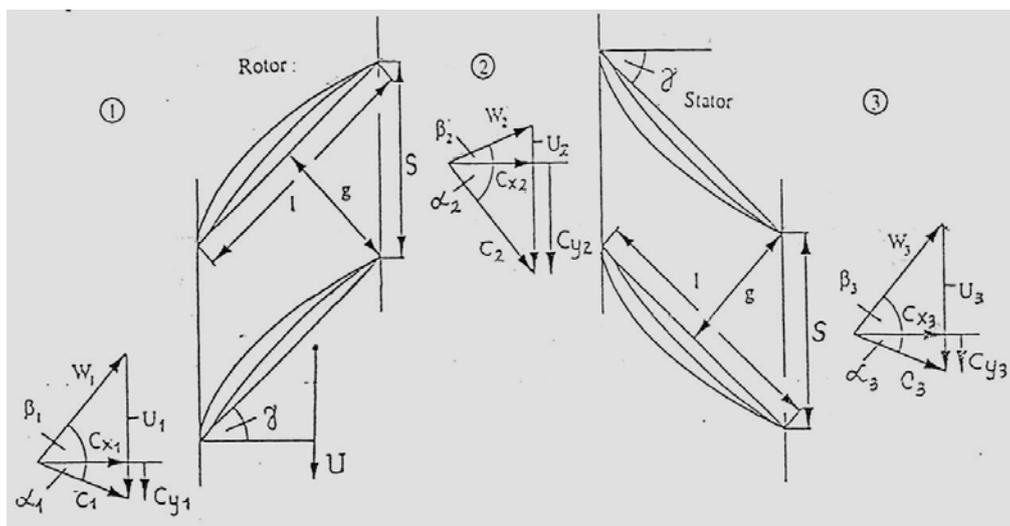
2.2. Terminologi dan tata nama kaskade

Kaskade merupakan grup *airfoil* yang sejajar satu sama lain dan jaraknya cukup dekat sehingga

aliran fluida sekitar masing-masing *airfoil* dipengaruhi oleh *airfoil* didekatnya. Dalam rangka bahasan dua dimensi, potongan penampang sudu pada posisi jari-jari rata-rata (*mean radius*), biasanya ditampilkan dalam satu *plane compressor cascade* (*linear cascade*), dengan acuan sistem koordinat salib sumbu (x,y). Adapun yang perlu juga dipahami adalah penampang sudu dari kompresor aksial mempunyai bentuk spesifik tertentu, yang secara aerodinamik disebut *airfoil*. Untuk satu *stage* (*rotor-stator*), suatu *linear compressor cascade* yang merupakan potongan penampang pada jari-jari rata-rata, ditunjukkan pada Gambar 2.



Gambar 1. Proses kompresi untuk satu *stage* pada kompresor aksial



Gambar 2. Satu *stage linear compressor cascade*

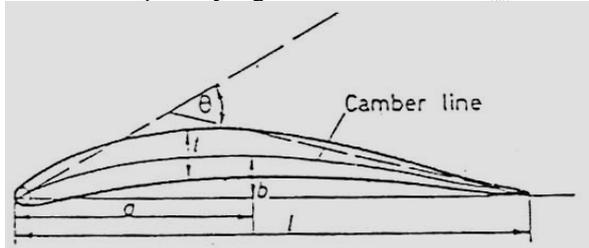
Untuk suatu normal *stage*:

- $W_1 = W_3$ dan $\alpha_1 = \alpha_3$
- $C_{x1} = C_{x2} = C_{x3} = C_x$
- $U_1 = U_2 = U_3 = U$
- W = kecepatan relatif
- C = kecepatan sudut
- U = blade speed
- C_x = kecepatan aksial
- C_y = komponen C dalam arah y

- γ = stagger angle (sudut antara chord line airfoil dengan arah aksial x)
- S = space (jarak antara sudu ke sudu)

Penjelasan dari terminologi itu dapat dilihat pada Gambar 3; dimana:

- θ = *camber angle*
- t = *airfoil thickness*
- l = *chord*
- b = *camber*
- a = suatu posisi yang menentukan letak b_{max}



Gambar 3. Terminologi profil standar

Adapun bagian-bagian dari *airfoil* secara lebih terperinci sebagai berikut:

1. *Leading edge* adalah ujung depan dari *airfoil*
2. *Trailing edge* adalah ujung belakang dari *airfoil*
3. *Chord (l)* adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*
4. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*
5. *Camber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah
6. *Camber (Maksimum)* adalah jarak maksimum antara *camber line* dan *chord line*, diukur pada garis tegak lurus *chord line*. Posisi maksimum *camber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*;
7. *Maximum thickness (t_{max})* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan

permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

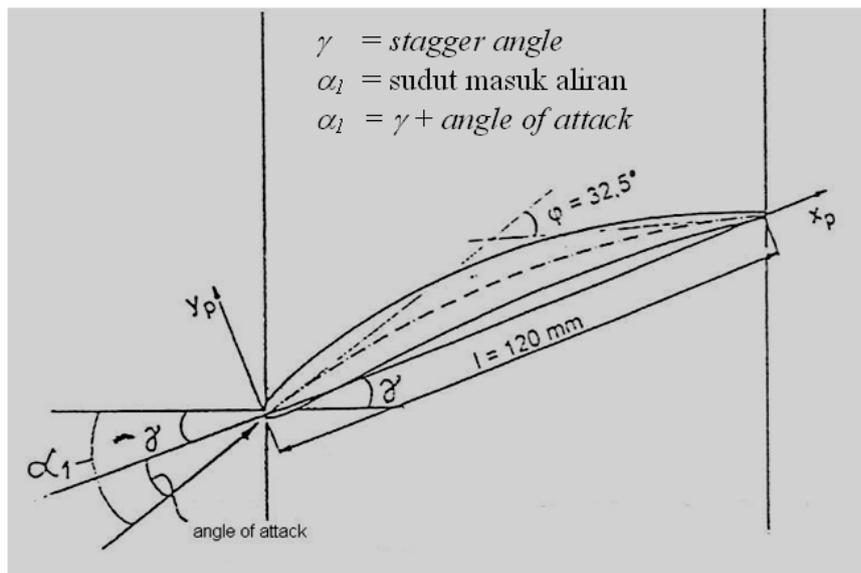
Beberapa terminologi sudut yang penting :

- *Incidence (i)* adalah perbedaan antara *air inlet angle* (sudut masuk aliran) (α_1) dengan *camber line inlet angle* (α_1') atau dapat ditulis, $i = \alpha_1 - \alpha_1'$
- *Deviation (δ)* adalah perbedaan antara *air outlet angle* (sudut keluar aliran) (α_2) dengan *camber line outlet angle* (α_2') atau dapat ditulis, $\delta = \alpha_2 - \alpha_2'$
- *Deflection (ε)* adalah perbedaan antara *air inlet angle* dengan *air outlet angle* atau dapat ditulis dengan, $\varepsilon = \alpha_1 - \alpha_2$

Bila diambil referensi terhadap *chord line*, maka didapat pengertian yang penting dari sudut aliran masuk serta hubungannya dengan *stagger angle* [1] seperti ditampilkan dalam Gambar 4.

Sudut serang (*angle of attack*) yang dimaksud adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur pada sebuah *airfoil* (*chord line*) dengan arah aliran udara yang melewatinya (*relatif wind*). Untuk *rotor cascade* yang bergerak dengan *blade speed*, U , maka harus dimengerti bahwa:

- Sudut α_1 harus diganti/dilihat sebagai sudut β_1
- Sudut α_2 harus diganti/dilihat sebagai sudut β_2
- Sudut α_1' harus diganti/dilihat sebagai sudut β_1'
- Sudut α_2' harus diganti/dilihat sebagai sudut β_2'



Gambar 4. Hubungan antara angle of attack dengan stagger angle

2.3. Cascade dua-dimensional

Kerja dari setiap mesin turbo bergantung langsung kepada perubahan-perubahan momentum sudut dari fluida kerja pada saat melewati barisan sudu. Pemahaman yang lebih mendalam dalam mekanika mesin-mesin turbo didapatkan dari perubahan-perubahan aliran dan gaya-gaya yang bekerja pada masing-masing barisan sudu [7].

Terowongan kaskade dengan kaskadenya sendiri yang terdiri dari berapa sudu identik, berjarak sama dan sejajar satu sama lainnya. Untuk mendapatkan aliran dua dimensional yang benar diperlukan suatu kaskade yang panjangnya tak terhingga. Tetapi dalam prakteknya kaskade tersebut harus mempunyai ukuran terbatas dan perencanaannya yang hati-hati diperlukan agar dapat menjamin, paling tidak di bagian tengah (dimana dilakukan pengukuran-pengukuran) bekerja mendekati aliran dua-dimensional [7].

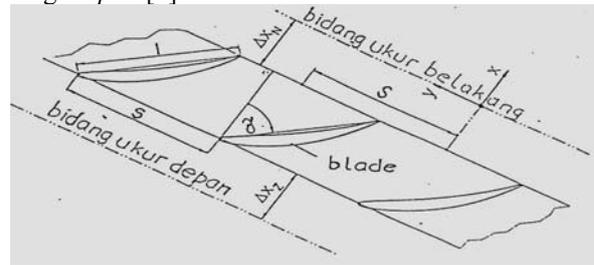
Untuk mesin-mesin aliran aksial dengan perbandingan dasar puncak yang besar, kecepatan-kecepatan radialnya diabaikan dan untuk pendekatan, alirannya dapat dianggap dua-dimensional. Aliran dalam kaskade dengan demikian cepat dapat digunakan sebagai model yang cukup beralasan dari suatu aliran didalam mesin. Untuk perbandingan dasar puncak yang lebih kecil biasanya sudu-sudu dari mesin-mesin turbo mempunyai puntiran yang cukup besar, besarnya bergantung pada jenis "perencanaan kisanan" yang dipilih. Walaupun demikian data-data yang diperoleh dari kaskade dua-dimensi masih berguna bagi perencana yang memerlukan pengetahuan mengenai penampilan sebagian sudu yang berada dalam barisan [1].

2.4. Karakteristik kaskade

Untuk suatu *cascade* dengan geometri (*blade shape, stagger, camber* dan *space-chord ratio*) tertentu, data hasil pengukuran 2D, biasanya disajikan dalam bentuk grafik *deflection* ($\varepsilon = \Delta\beta$) sebagai fungsi dari *incidence* (i) atau sebagai fungsi dari *air inlet angle* (β_1); kenaikan tekanan statik (dalam bentuk koefisien $\Delta p / (1/2\rho W_1^2)$) sebagai fungsi dari *incidence* atau sebagai fungsi dari *air inlet angle*; serta *total pressure coefficient* ($\xi_v = \Delta p_0 / (1/2\rho W_1^2)$) sebagai fungsi dari *incidence* atau sebagai fungsi dari *air inlet angle*. Sering kali pula grafik ε , $\Delta p / (1/2\rho W_1^2)$ dan ξ_v disajikan sebagai fungsi dari *angle of attack* (α), karena pada *stagger* (γ) yang tetap perubahan *incidence* (i) berarti perubahan *angle of attack* (α) juga berarti perubahan *inlet angle* (β_1).

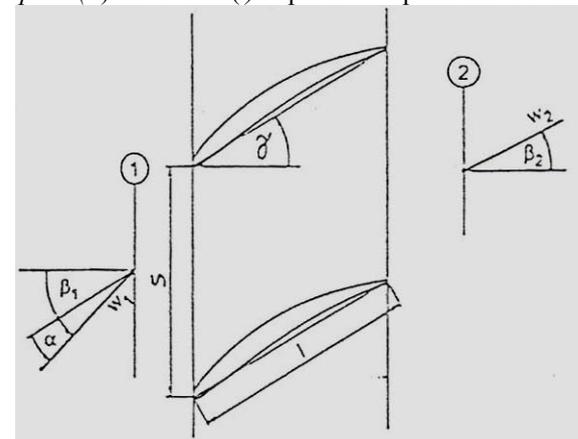
Perlu dijelaskan disini bahwa yang dimaksud dengan pengukuran 2D *cascade* adalah pengukuran dengan bidang ukur pada dua sudu pada tengah-tengah *span* yang terbentang satu *pitch* (*space*) diantara dua sudu pada jarak tertentu didepan dan

dibelakang barisan sudu. Gambar 5 berikut menunjukkan bidang pengukuran yang dimaksud, dimana potongan profil menunjukkan pada tengah-tengah *span* [1].



Gambar 5. Bidang ukur 2D, di tengah *span*

Konfigurasi *cascade* 2D yang utama, yang menunjukkan *space-chord ratio* (S/l), *stagger* (γ), *inlet angle* (β_1), *angle of attack* (α), *outlet angle* (β_2), *space* (S) dan *chord* (l) dapat dilihat pada Gambar 6.



Gambar 6. Konfigurasi *cascade* 2D

3. Metode Penelitian

3.1. Wind tunnel

Pada perancangan dan pembuatan *wind tunnel* yang perlu mendapat perhatian adalah *wind tunnel-parallel flow* yaitu bila tekanan statis pada sisi-sisi *wind tunnel* adalah sama, dapat dilihat pada Gambar 7. Pengecekan untuk hal tersebut dilakukan menggunakan *inclined manometer*. Gambar 8 menunjukkan permukaan atur yang dianalisis pada *cascade* yaitu sepanjang *space* dan setengah *span*.

3.2. Pengukuran tekanan statis dan dinamis

Pada percobaan dengan menggunakan papan yang berdiri tegak lurus kemudian dialirkan udara, akan timbul suatu gaya yang disebabkan oleh tekanan dinamis. Sebenarnya tekanan dinamis ini adalah merupakan suatu hambatan udara atau *drag* yang besarnya sama dengan $k \cdot \rho \cdot V^2$. Karena konstanta $K \approx 1/2$ maka tekanan dinamis menjadi:

$$P_d = 1/2 \cdot \rho \cdot V^2$$

dimana :

$$P_d = \text{Tekanan dinamis (Kg/m.s}^2\text{)}$$

$$\rho = \text{Massa jenis udara (Kg/m}^3\text{)}$$

$$V = \text{Kecepatan udara (m/s)}$$

Sedangkan tekanan statis adalah tekanan udara disuatu tempat yang tidak dipengaruhi oleh hal-hal lain disekitarnya. Dalam suatu kejadian aliran udara

dalam suatu ruangan terjadi bahwa jumlah tekanan statis dan tekanan dinamis selalu konstan. Pengukuran tekanan statis maupun dinamis dilakukan menggunakan *inclined manometer*.

3.3. Linear compressor cascade tanpa tip clearance

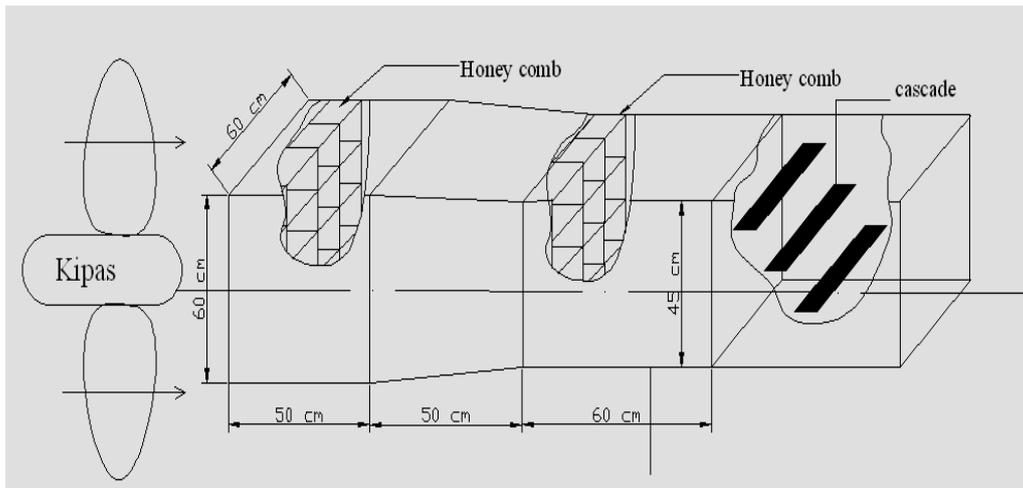
Compressor cascade adalah dengan *blade* tipis simetris bersudut *stagger* kuat dan variasi sudut serang (*angle of attack*), masing-masing sebagai berikut :

- a. Bersudut *stagger* (γ) = 50° ; *angle of attack* (α) = 0° ; β_1 = 50°

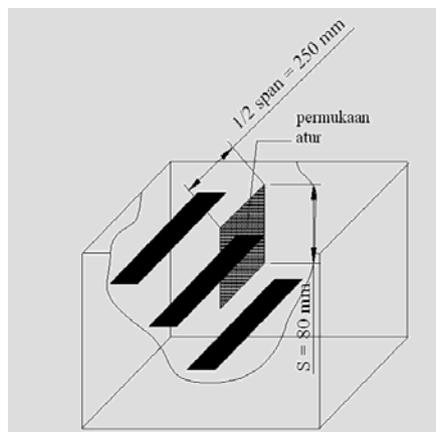
- b. Bersudut *stagger* (γ) = 50° ; *angle of attack* (α) = 5° ; β_1 = 55°

- c. Bersudut *stagger* (γ) = 50° ; *angle of attack* (α) = 10° ; β_1 = 60°

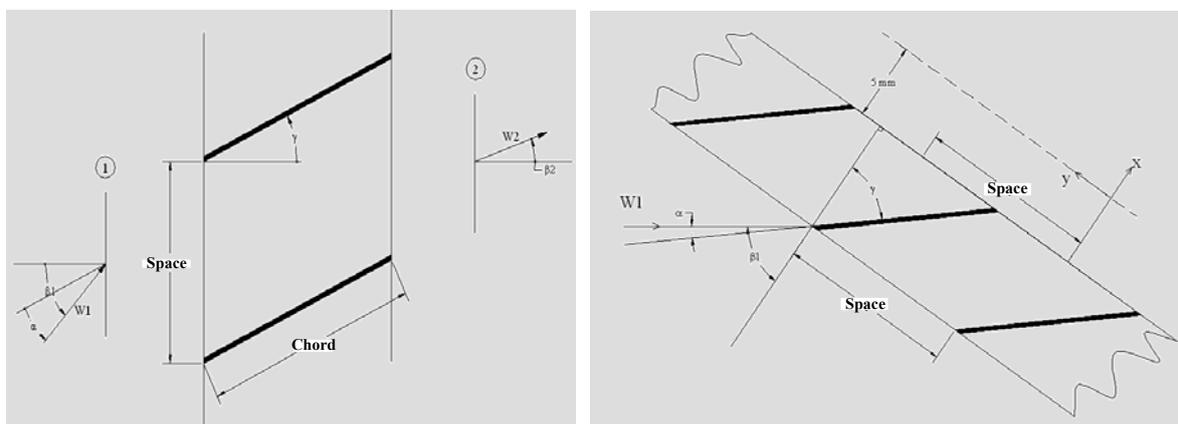
Pada *cascade exit* (keluaran kaskade) akan diukur besarnya tekanan dinamis yang nantinya diharapkan dapat menunjukkan karakteristik aliran yang melintasi suatu *cascade* kompresor aksial. Pada Gambar 9 ditunjukkan suatu penampang *compressor cascade* yang diuji.



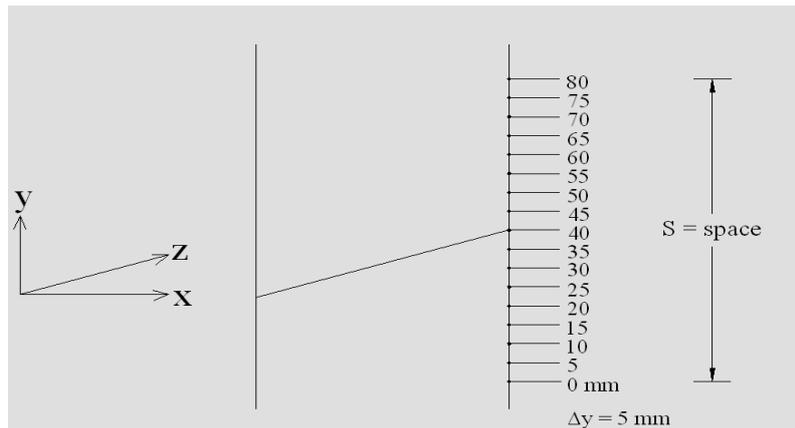
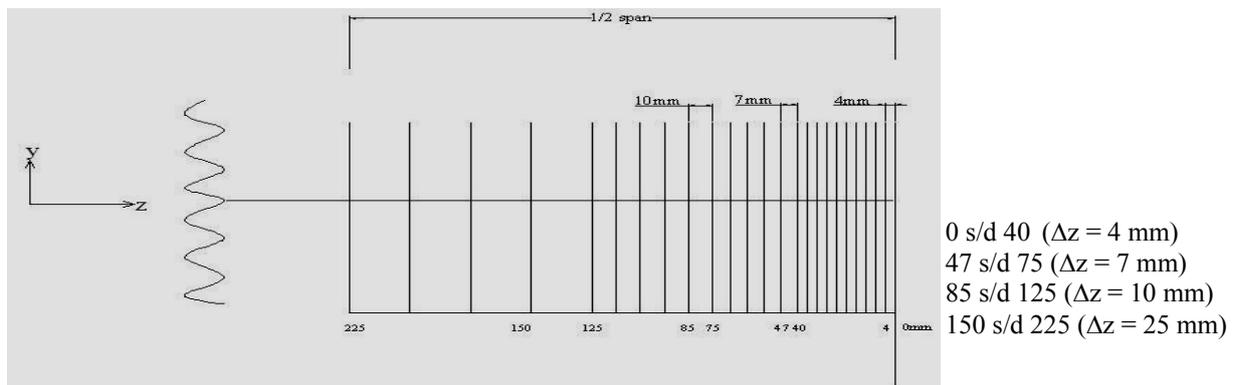
Gambar 7. Wind tunnel



Gambar 8. Permukaan atur yang dianalisis pada cascade



Gambar 9. Compressor cascade

Gambar 10. Ttitik pengukuran sepanjang *space*, di tengah-tengah *span*Gambar 11. Titik pengukuran dari tengah-tengah *span* ke *wall*

3.4. Pengambilan Data

Untuk memperoleh detail karakteristik tekanan dinamis pada permukaan atur bagian *cascade exit*, pengambilan data dilakukan pada :

- Sepanjang *space* (*s*), di tengah-tengah *span*, seperti Gambar 10.
- Dari tengah-tengah *span* ke *wall* (setengah *span*), seperti Gambar 11.

3.5. Analisis Data

- Dari data berupa selisih tinggi cairan pada *inclined manometer*, maka akan dapat dihitung Δh , sehingga tekanan dinamis (Pd) pada masing-masing titik pengukuran dapat diketahui.
- Setelah didapatkan besarnya tekanan dinamis pada titik-titik pengukuran permukaan atur pada *cascade exit* (bagian keluaran), selanjutnya disimulasikan ke dalam program komputer sehingga akan didapatkan tampilan kontur tekanan dinamisnya.

4. Hasil dan Pembahasan

Dengan melihat tampilan kontur tekanan dinamis pada Gambar 12, 13 dan 14, maka dapat dijelaskan beberapa fenomena fisis mengenai aliran fluida yang sangat menarik untuk dibahas. Ketiga tampilan kontur dinamis tersebut menunjukkan karakteristik aliran fluida pada kaskade kompresor aksial di bagian keluaran (*cascade exit*) dengan 3 variasi sudut serang, masing-masing 0° , 5° , 10° .

4.1. Kontur tekanan dinamis pada permukaan atur *cascade* bagian keluaran dengan sudut serang 0°

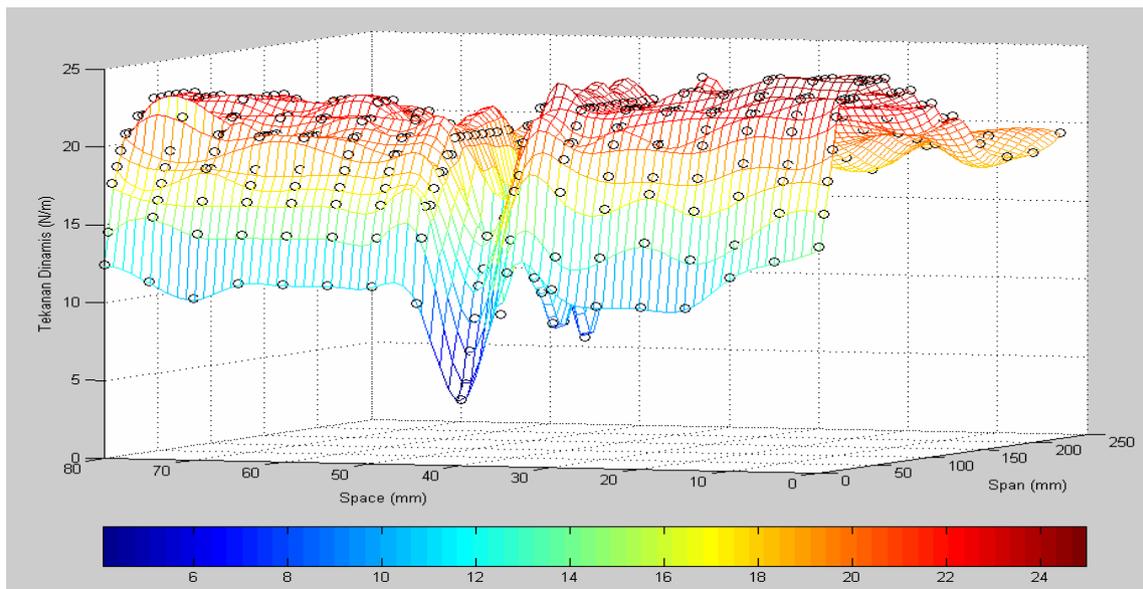
Gambar 12 merupakan tampilan kontur tekanan dinamis pada sudut serang 0° . Dari tampilan kontur sangat jelas terlihat bahwa terdapat fenomena fisis yang menarik terjadi dari tengah-tengah *span* menuju ke dinding (*endwall*). Adapun fenomena tersebut adalah terjadinya penurunan tekanan (*pressure drop*) yang sangat drastis pada daerah dekat dinding (*endwall*). Hal ini terjadi akibat adanya *viscous effect* yang mana semakin mendekati dinding maka pengaruh *viscous effect* akan semakin besar terhadap terjadinya penurunan tekanan tersebut. *Viscous effect* berupa gesekan (*friction*) aliran fluida pada permukaan *blade* dan dinding (*endwall*) yang mengakibatkan terjadi perkembangan *wall* dan *blade boundary layer* sehingga terdapat *blockage* aliran. Akibat terdapat *blockage* aliran (dalam hal ini aliran primer) maka aliran akan terkonsentrasi menjauhi *wall*.

Penurunan tekanan ternyata tidak hanya terjadi di daerah dekat dinding tetapi pada posisi titik pengukuran tepat dibelakang *blade* juga terjadi penurunan tekanan. Bahkan *pressure drop* sepanjang daerah ini (titik pengukuran di belakang *blade* dari tengah *span* menuju ke dinding) lebih ekstrem sehingga tekanan di daerah ini merupakan tekanan terendah. Fenomena ini diakibatkan karena *viscous effect* juga tetapi *friction* terjadi antara aliran fluida

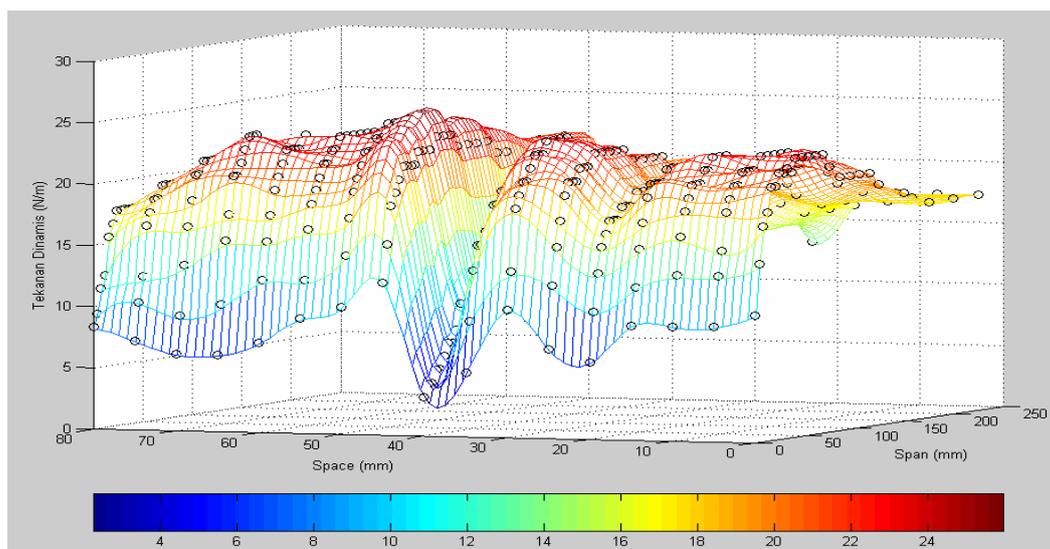
dengan permukaan *blade*. Akibat gesekan tersebut maka akan menimbulkan kehilangan tekanan (*pressure loss*) sehingga tekanan dinamisnya pun turun.

Sekilas tampak bahwa tampilan kontur pada Gambar 12 mempunyai tekanan dinamis yang relatif sama antara *pressure side* (di atas *blade*) dengan *suction side* (di bawah *blade*) sehingga bentuknya menjadi simetris. Hal ini menandakan bahwa pada sudut serang 0° , besarnya tekanan dinamis pada *pressure side* hampir sama dengan *suction side* sehingga didaerah *downstream* akan mempunyai garis aliran (*streamline*) yang sama dan seragam

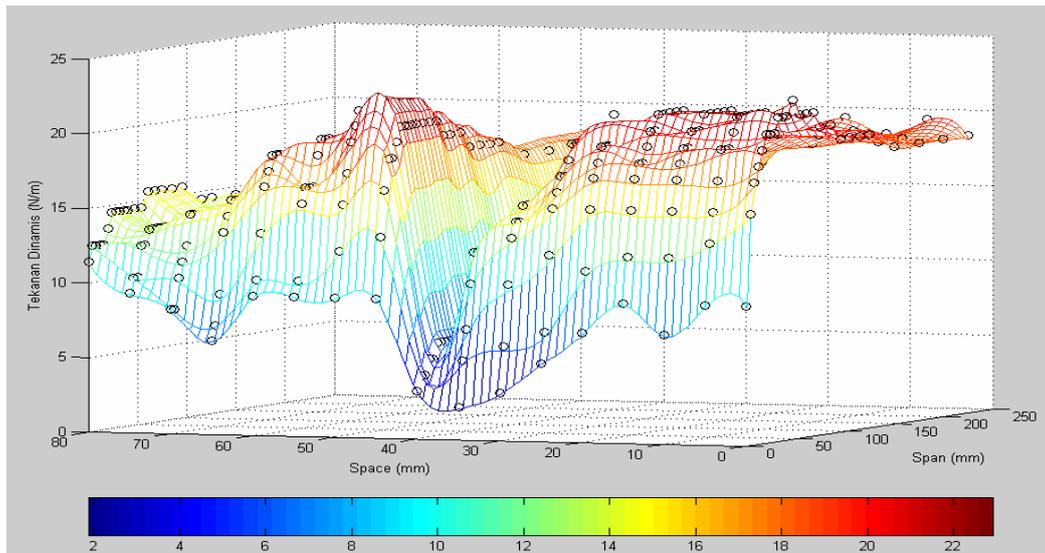
(*uniform*). Batas antara *pressure side* dengan *suction side* adalah titik pengukuran sepanjang tepat di belakang *blade* ($z = 40$ mm). Kemudian apabila dilihat dari posisi di belakang *blade* menuju ke *pressure side*, terjadi kenaikan tekanan dinamis sedikit demi sedikit sehingga kontur terlihat landai. Berbeda dengan dari posisi belakang *blade* menuju ke *suction side* terlihat kenaikan tekanan terjadi lebih cepat sehingga konturnya lebih curam. Walaupun tekanan dinamis di *pressure side* dan *suction side* relatif hampir sama tetapi apabila dibandingkan tekanan di *pressure side* lebih besar daripada tekanan di *suction side*.



Gambar 12. Kontur tekanan dinamis pada bagian keluaran (*cascade exit*)
 $\lambda = 50^\circ$; $\alpha = 0^\circ$; $\beta_1 = 50^\circ$



Gambar 13. Kontur tekanan dinamis pada bagian keluaran (*cascade exit*)
 $\lambda = 50^\circ$; $\alpha = 5^\circ$; $\beta_1 = 55^\circ$



Gambar 14. Kontur tekanan dinamis pada bagian keluaran (*cascade exit*)
 $\lambda = 50^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $\beta_1 = 60^\circ$

4.2. Kontur Tekanan Dinamis Pada Permukaan Atur Cascade Exit dengan Sudut Serang 5°

Tampilan kontur tekanan dinamis dengan variasi sudut serang 5° dapat dilihat pada Gambar 13. Berdasarkan tampilan kontur tersebut, terjadi pula fenomena fisis aliran yang sangat jelas dari tengah-tengah *span* menuju ke dinding (*endwall*). Kondisi tekanan dari tengah-tengah *span* menuju ke dinding masih relatif seragam, tetapi ketika sampai di dekat *wall* ($z = 0$ s/d 28 mm) mulai terjadi penurunan tekanan (*pressure drop*) yang sangat besar. Ini berarti bahwa *effect viscous* sangat mendominasi pada daerah dekat *endwall*, sehingga kehilangan tekanan (*pressure loss*) terkonsentrasi pada daerah ini ($z = 0$ s/d $z = \pm 28$ mm). Semakin menjauhi dinding (*wall*) sampai pada posisi tengah-tengah *span* ($z = 225$ mm), *losses* menjadi semakin turun. Semakin kecil *losses* maka tekanannya akan meningkat sehingga tekanan dinamis di tengah-tengah *span* jauh lebih besar dibandingkan dengan di dekat dinding (*endwall*).

Selain di dekat dinding (*endwall*), *losses* yang besar terjadi juga pada titik pengukuran tepat di belakang *blade*. Apabila di dekat dinding, penurunan tekanan diakibatkan oleh kombinasi *friction* antara aliran fluida dengan permukaan *blade* dan dinding (*endwall*) maka untuk daerah sepanjang dibelakang *blade* penurunan tekanan hanya disebabkan oleh gesekan (*friction*) pada permukaan *blade* saja. Jika dibandingkan dengan Gambar 12 maka pada Gambar 13 penurunan tekanan yang terjadi di belakang *blade* lebih besar. Ini mengindikasikan bahwa semakin besar sudut serang maka *losses* (*pressure loss*) yang terjadi semakin besar.

Untuk sudut serang 5° tampilan konturnya sudah tidak simetris lagi, hal ini diakibatkan oleh penambahan sudut serang mempengaruhi beda tekanan antara di *pressure side* dengan *suction side* menjadi besar sehingga pada daerah *downstream*

garis alirannya (*stream line*) tidak seragam. Dilihat dari batas *pressure side* dan *suction side* ($z = 40$ mm) maka dapat dianalisis kondisi tekanan dinamis menuju ke *pressure side* dan *suction side*. Dari posisi belakang *blade* menuju ke *pressure side* dan menuju *suction side* sama-sama terjadi kenaikan tekanan dinamis. Kenaikan tekanan ini adalah akibat dari berkurangnya *viscous effect* berupa gesekan (*friction*) antara aliran fluida dengan permukaan *blade*. Ini membuktikan bahwa semakin menjauhi *blade* (pada *pressure side* $z \gg \gg$ dan pada *suction side* $\ll \ll$) maka *viscous effect* akan semakin berkurang sehingga kehilangan tekanan (*pressure drop*) lebih kecil. Pada *pressure side* (dari $z = 50$ s/d $z = 80$ mm) dan pada *suction side* (dari $z = 20$ s/d $z = 0$ mm), *viscous effect* bahkan sudah tidak mempengaruhi aliran fluida (*freestream*) sehingga tekanan dinamisnya relatif stabil.

4.3. Kontur Tekanan Dinamis Pada Permukaan Atur Cascade Exit dengan Sudut Serang 10°

Gambar 14 menunjukkan kontur tekanan dinamis dengan variasi sudut serang 10° . Dilihat dari kontur tampak jelas bahwa terjadi perbedaan yang lebih besar antara *pressure side* dengan *suction side* sehingga tampilan konturnya tidak simetris lagi.

Sama halnya dengan kontur pada sudut serang 0° dan 5° , kontur tekanan dinamis bersudut serang 10° juga mengalami penurunan tekanan akibat dari adanya *viscous effect*. Dapat dilihat karakteristik aliran fluida dari tengah-tengah *span* menuju ke dinding. Di daerah tengah-tengah *span* tekanan dinamis relatif seragam dengan besaran yang hampir sama. Ini menunjukkan di daerah ini kehilangan tekanan akibat *losses* sangat kecil. Sedangkan di daerah dekat dinding sampai ke dinding (pada $z = 0$ s/d $z = 28$ mm) terjadi *pressure losses* yang sangat besar. Hal ini diakibatkan aliran fluida primer yang melintasi *blade passage* mengalami *blockage* sehingga aliran terkonsentrasi untuk menjauhi *wall*.

Semakin ke *wall*, *blockage* terhadap aliran primer menjadi lebih kuat sehingga *losses* di *wall* pun semakin besar. *Viscous effect* sangat mendominasi daerah dekat *endwall*, sehingga *pressure loss* terkonsentrasi pada daerah ini dan semakin menjauh dari dinding *losses* turun drastis [5], maka hasil eksperimen menunjukkan kesesuaian.

Pressure loss merupakan hilangnya atau berkurangnya tekanan akibat dari adanya gesekan (*friction*) aliran fluida. Hal ini terjadi pula pada posisi pengukuran tepat dibelakang *blade*. Daerah tepat di belakang *blade* merupakan daerah bertekanan rendah sebagai akibat adanya interaksi berupa gesekan antara aliran fluida dengan permukaan *blade*. Tetapi pada menuju ke daerah atas maupun bawah *blade* tekanannya meningkat lagi sedikit demi sedikit sehingga konturnya lebih landai jika dibandingkan dengan kontur bersudut serang 0° dan 5° . Ini berarti bahwa *viscous effect* sudah mulai berkurang. Dan bahkan pada posisi pengukuran daerah atas *blade* (dari $z = 50$ s/d $z = 80$ mm) dan bawah *blade* (dari $z = 20$ s/d $z = 0$ mm), *viscous effect* sudah tidak mempengaruhi aliran lagi sehingga sering disebut *free stream*. Karena aliran berada pada kondisi bebas maka tekanan dinamis di *pressure side* (atas *blade*) maupun di *suction side* (bawah *blade*) relatif bernilai sama. Tetapi besarnya tekanan dinamis di *pressure side* lebih besar dibandingkan dengan di daerah *suction side*. Bahkan jika dibandingkan beda tekanan dinamis antara *pressure side* dan *suction side* pada kontur tekanan bersudut 0° dan 5° , pada kontur bersudut 10° adalah yang terbesar.

5. Kesimpulan

Berdasarkan pembahasan hasil penelitian kontur tekanan dinamis pada permukaan atur bagian keluaran suatu kaskade kompresor aksial *blade* tipis simetris dengan memvariasikan sudut serang, maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Kontur tekanan dinamis untuk sudut serang 0° mempunyai bentuk yang simetris, semakin bertambah sudut serang maka konturnya pun semakin tidak simetris. Karakteristik aliran fluida pada bagian dekat dinding menuju ke dinding (*endwall*) pada ($z = 0$ s/d $z = 28$ mm), *viscous effect* sangat dominan sehingga pada daerah ini terjadi penurunan tekanan (*pressure drop*) akibat adanya kehilangan tekanan (*pressure drop*). *Viscous effect* pada daerah ini berupa gesekan (*friction*) aliran fluida dengan permukaan *blade* dan dinding (*wall*) mengakibatkan terjadi perkembangan *wall* dan *blade boundary layer* sehingga terdapat *blockage* aliran. Akibat terdapat *blockage* aliran (dalam hal ini aliran primer) maka aliran akan terkonsentrasi menjauhi *wall*. Sedangkan pada daerah tengah-tengah *span* ($z = 32$ s/d $z = 225$ mm), *viscous effect* tidak terlalu besar sehingga *pressure loss* kecil. *Viscous effect* di daerah ini berupa *friction* yang hanya terjadi antara aliran fluida dengan permukaan *blade*.
2. Pada daerah tepat di belakang *blade* ($z = 40$ mm) terjadi penurunan tekanan yang sangat drastis sebagai akibat dari *viscous effect* juga. Ini sebagai akibat adanya interaksi berupa gesekan (*friction*) antara aliran fluida dengan permukaan *blade*. Tetapi semakin ke atas maupun ke bawah *blade* (semakin ke *pressure side* maupun ke *suction side*) terjadi kenaikan tekanan kembali. Ini membuktikan bahwa *viscous effect* sudah mulai berkurang. Dan bahkan pada posisi pengukuran Dan bahkan pada posisi pengukuran daerah atas *blade* (dari $z = 50$ s/d $z = 80$ mm) dan bawah *blade* (dari $z = 20$ s/d $z = 0$ mm), *viscous effect* sudah tidak mempengaruhi aliran lagi sehingga sering disebut *free stream*.
3. Tekanan di *pressure side* lebih besar daripada tekanan di *suction side*. Semakin besar sudut serang, maka beda tekanan antara *pressure side* dan *suction side* menjadi lebih besar pula.

Daftar Pustaka

- [1] Adhi Suryawan, A.A. 2000, *Pengaruh Blade Loading Terhadap Karakteristik Aliran sekunder Pada Kompresor Cascade Blade Tipis Simetris Bersudut Staggar Besar*, Thesis, Program Pasca Sarjana - Program Studi Teknik Mesin, ITS, Surabaya.
- [2] Balje, O.E., 1980, *Turbo – Machine*, John Wiley & Sons, Inc., California.
- [3] Dixon, S.L., 1986, *Mekanika Fluida, Termodinamika Mesin Turbo*, Diterjemahkan Ir. Sutanto, MSc., Universitas Indonesia, Jakarta.
- [4] Djoni, A. M., 1986, *Diktat Mekanika Fluida II*, Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, ITS, Surabaya.
- [5] Margono & Wiyono, Endah, 1978, *Aerodinamika I*, Departemen Pendidikan dan Kebudayaan, Jakarta.
- [6] Sasongko, Herman, 1999, *Diktat Pompa dan Kompresor (Bagian 2 Kompresor)*, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, ITS, Surabaya.
- [7] White, Frank M, 1986, *Mekanika Fluida Edisi Kedua*, Diterjemahkan Ir. Mahana Hariandja, Penerbit Erlangga, Jakarta.