

# STUDI EKSPERIMENTAL ALIRAN SEKUNDER UNTUK AXIAL COMPRESSOR CASCADE STAGGER KUAT DENGAN DAN TANPA TIP-CLEARANCE: DISTRIBUSI TEKANAN STATIS PADA PERMUKAAN *BLADE*

Syamsuri

Jurusan Teknik Mesin, Institut Teknologi Adhi Tama Surabaya, Surabaya 60117, Indonesia

E-mail: *syam\_sby2003@yahoo.com*

## Abstrak

Unjuk kerja dari blade kaskade sangat dipengaruhi oleh perkembangan dan pemisahan *boundary layer* pada permukaan *blade* dan *end wall* (*casing* dan *hub*). Aliran sekunder yang terjadi dekat *casing* dan *hub* tersebut merupakan fenomena separasi aliran 3D yang mengakibatkan adanya *secondary losses*, *blockage effect*, dan *turning angle distribution* (*deflection*) sepanjang span yang akan merugikan kinerja dari kompresor aksial. Hasil penelitian menunjukkan bahwa dengan pembebanan yang semakin besar maka terlihat adanya garis-garis tekanan konstan menjadi semakin melengkung ke arah *upstream* atau memperlihatkan terjadinya kenaikan tekanan statis sepanjang span akibat *curl flow* yang semakin kuat. Garis separasi juga semakin kuat dan membentang diantara dua sudu. Akibatnya daerah separasi 3D di sudut juga bertambah besar.

## Abstract

**Secondary Flow Experimental Study for Axial Compressor Cascade Strong Stagger With and Without Tip-Clearance: Static Pressure Distribution on Blade Surface.** The performance of blade cascade is influenced by the growth and boundary layer's separation along blade surface and endwall (casing and hub). The secondary flow which happens near hub and casing compressors is three dimensional flow separation phenomenon comes from interaction blade boundary layer with casing and hub boundary layers in the compressor. The secondary flow causes secondary losses, blockage effect, and turning angle (deflection) distribution along blade span. The result of the research shows that the increase of the angle of attack reveals lines of constant pressure to be curved forward (upstream) or pressure gives rise to spanwise caused by a strong curl flow. Separation is also increase and cross between two blades. Hence, three dimensional separation region in corner also increase.

*Keywords: Axial compressor, compressor cascade with and without tip-clearance, curl flow, blockage, tip-clearance vortex, tangential flow.*

## 1. Pendahuluan

Efisiensi dari suatu kompresor aksial sangat ditentukan oleh kesesuaian antara *blade loading* dengan *flow coefficient* dari aliran. Kesesuaian itu terletak pada ketetapan antara *aerodynamics design* dari blade serta *blading configuration*-nya terhadap laju aliran (*flowrate*). Interaksi antara lapisan batas sudu (*blade boundary layer*) dengan lapisan batas casing atau lapisan batas hub (*casing-hub boundary layer*) di dalam kompresor aksial diketahui sebagai fenomena fisis aliran 3D yang sangat rumit, dimana akibat dari interaksi tersebut akan menimbulkan vortisitas sekunder (*secondary vorticity*), yang akibatnya menimbulkan aliran sekunder. Akibat yang timbul dari fenomena

tersebut ikut mempengaruhi karakteristik dari sebuah kaskade profil, antara lain: kerugian sekunder (*secondary losses*,  $\zeta_v$ ), *blockade effect* dan perubahan *deflection angle* ( $\Delta\beta$ ) sepanjang span. Dari kerugian hidrolis total yang terjadi pada kaskade kompresor, kerugian energi oleh aliran sekunder menyumbang sebesar sekitar 50%, kerugian energi akibat friksi pada *annulus wall* adalah 20%, sementara kerugian energi akibat friksi dan separasi pada *blade surface* berkontribusi sekitar 30% [1].

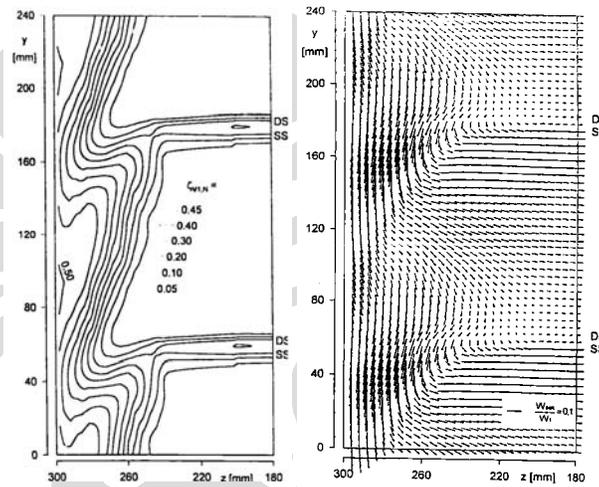
Hingga akhir tahun 1970-an para perancang menganggap bahwa stall yang terjadi pada suatu kompresor aksial semata-mata disebabkan oleh stall pada *blade*, yaitu rusak parahnya *blade surface boundary layer* akibat separasi 2D. Namun penelitian-

penelitian dalam era selanjutnya menunjukkan bahwa stall pada kompresor aksial lebih banyak dipengaruhi oleh terjadinya aliran sekunder dekat casing maupun hub.

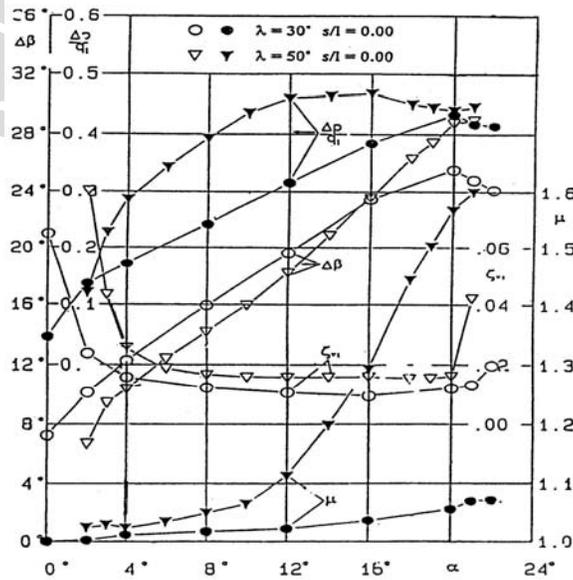
Cukup banyak penelitian-penelitian secara eksperimen yang telah dilakukan oleh peneliti [1-6]. Namun penelitian-penelitian yang telah dilakukan hanya terbatas pada penelitian medan aliran pada cascade exit sedikit dibelakang trailing edge sepanjang blade span, sedangkan untuk detail medan aliran pada blade passage belum pernah dilakukan, atas dasar inilah penelitian masalah detail medan aliran pada blade

passage, dimana digunakan kaskade kompresor dengan dan tanpa tip-clearance (mensimulasikan aliran relative dekat rotor casing dengan pengaruh tip-clearance dan mensimulasikan aliran absolute dekat stator casing tanpa pengaruh tip-clearance), dengan sudut stagger kuat ( $\lambda \geq 50^\circ$ ) dan angle of attack  $4^\circ, 6^\circ$ , dan  $8^\circ$ .  $s/l=1,0$ . Blade profil yang digunakan adalah British airfoil: 9C7/32,5 C50.

Tujuan penelitian adalah melalui penelitian ini diharapkan dapat diketahui detail medan aliran fluida pada blade passage yaitu disepanjang blade surface dari



Gambar 1. Iso-Total Pressure Loss Coefficient dan Aliran Sekunder melintang, tanpa tip-clearance [7].



Gambar 2. Karakteristik kaskade [7].

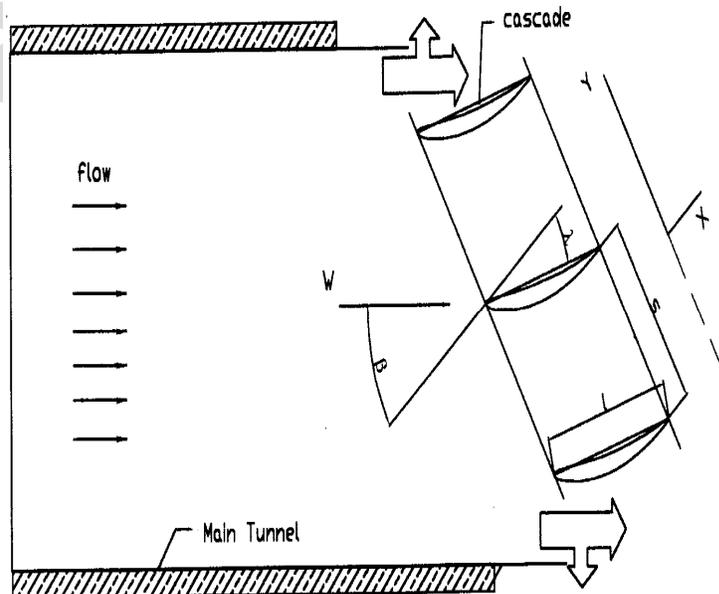
*midsfan* sampai dekat *endwall*, sehingga dapat diperoleh informasi tambahan mengenai kejadian separasi 2D di *midsfan* dan 3D dekat *endwall* melalui pengukuran distribusi tekanan statis pada permukaan *blade*. Hasil penelitian selanjutnya dibandingkan dengan penelitian-penelitian lainnya yang tentunya dengan *blade geometry*, *cascade configuration*, *inlet* dan *outlet flow condition* yang sama.

Penelitian pada kompresor kaskade yang mensimulasikan aliran kompresor stator (dekat casing) yang menunjukkan suatu konfigurasi sudu dengan sudut *stagger* kuat dan sudut *camber* kecil (tanpa *tip-clearance*). Hal ini berbeda sekali bila dibandingkan dengan konfigurasi sudu dengan sudut *stagger* kuat dan sudut *camber* kecil (dengan *tip-clearance*) pada kompresor kaskade yang mensimulasikan aliran kompresor rotor (dekat casing), yang dipublikasikan oleh Sasongko [7]. Fenomena aliran sekunder pada sudut *stagger* kuat seperti dilaporkan oleh peneliti [7], dimana tidak ditemukan *vortex* sekunder atau *passage vortex* pada daerah aliran dekat *cascade wall*, tetapi berupa aliran sekunder yang tangensial melintang dari sudu ke sudu (*blade to blade*) yang mengakibatkan *blockage effect* yang sangat besar. Seperti terlihat pada gambar di bawah, separasi 3D di dalam *blade passage* terjadi pada daerah luas diantara dua sudu, tidak seperti *vortex* sekunder yang hanya pada daerah kecil di sudut *suction side*. Peristiwa tersebut tidak sama dengan *Corner Stall* dan inilah yang kemudian dikenal sebagai *Wall Stall Theory*.

Pada Gambar 2, terlihat bahwa untuk stagger  $\lambda = 30^\circ$ , turning angle ( $\Delta\beta$ ) dan kenaikan tekanan ( $\Delta P/q_1$ ) mengalami kenaikan sesuai dengan kenaikan *blade loading*. Untuk losses ( $\xi_v$ ) terdapat 3 daerah yaitu: daerah dengan *blade loading* rendah ( $\alpha = 0^\circ$  sampai  $\alpha < 4^\circ$ ), daerah di *blade*, dan daerah dengan *blade loading* besar ( $\alpha$  tertentu sampai  $\alpha = 24^\circ$ ). Kenaikan harga losses pada *blade loading* rendah diduga karena terjadi separasi pada sisi *pressure side*, sedangkan kenaikan pada *loading* besar diduga terjadi separasi pada sisi *suction side*. Stall terjadi yaitu ketika ( $\Delta\beta$ ) dan ( $\Delta P/q$ ) turun secara dramatis dan ditandai dengan harga *axial velocity ratio* ( $\mu = 1,0$ ). Ada hal yang sangat menarik disini yaitu ketika stagger  $\lambda = 50^\circ$ , dimana  $\lambda = 50^\circ$  menunjukkan bahwa sudah terjadi stall pada kompresor aksial lebih awal sementara pada *blade surface* belum terjadi separasi yang ditunjukkan dengan  $C_p$  pada  $\alpha = 16^\circ$  sudah mengalami penurunan secara dramatis sementara  $C_p$  pada  $\alpha = 30^\circ$  belum turun pada  $\alpha$  yang sama. Hal ini disebabkan pada dinding terjadi *blockage* yang sangat besar sehingga menyebabkan terjadinya penyumbatan yang ditandai dengan harga *axial velocity ratio* ( $\mu$ ) di *mean radius* sangat besar sekitar 1,6.

## 2. Metode Penelitian

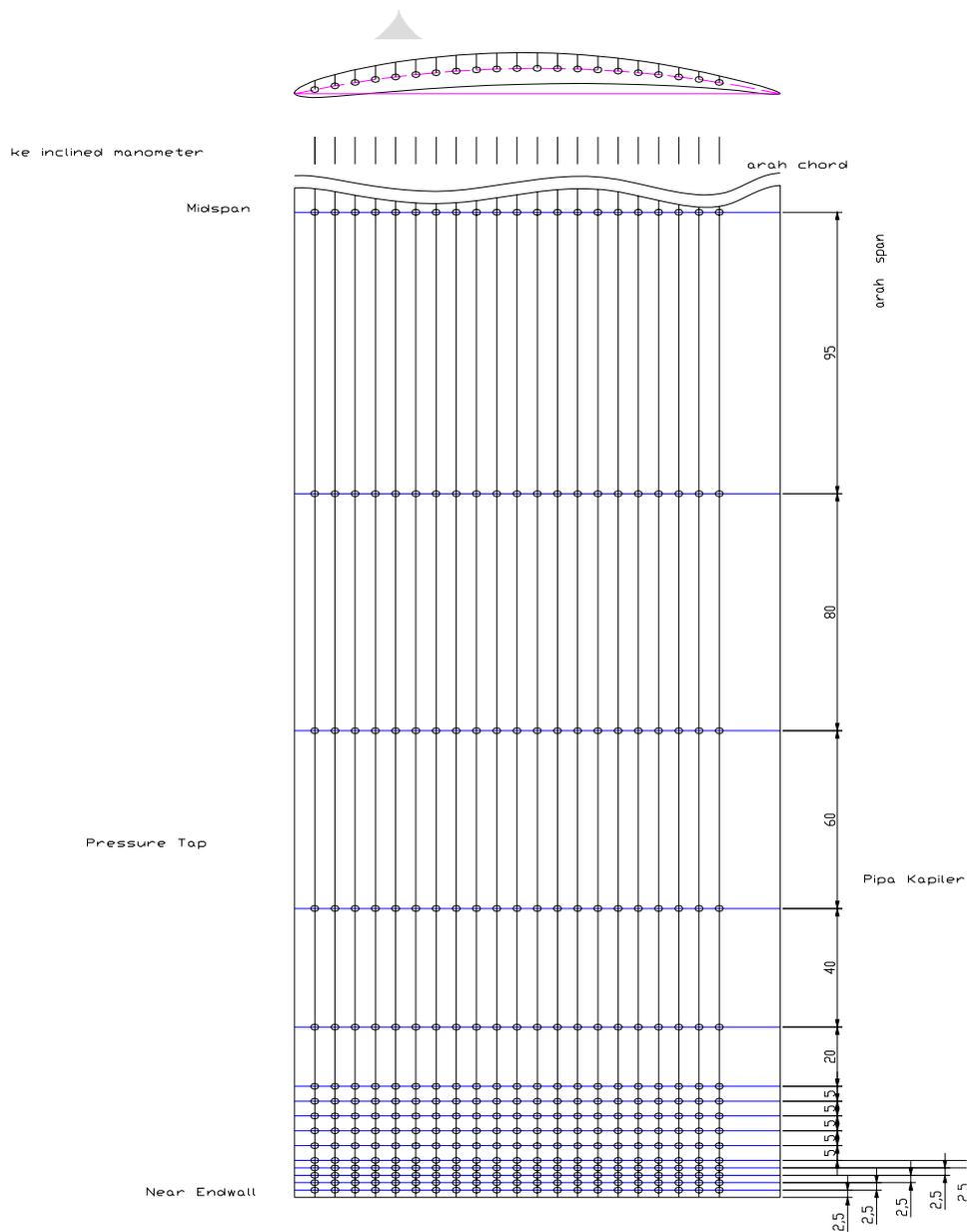
Penelitian dilakukan secara eksperimental di kaskade *wind tunnel* dengan mengukur distribusi tekanan statis pada permukaan *blade* untuk konfigurasi kaskade.



Gambar 3. Terowongan angin kaskade

Tabel 1. Data

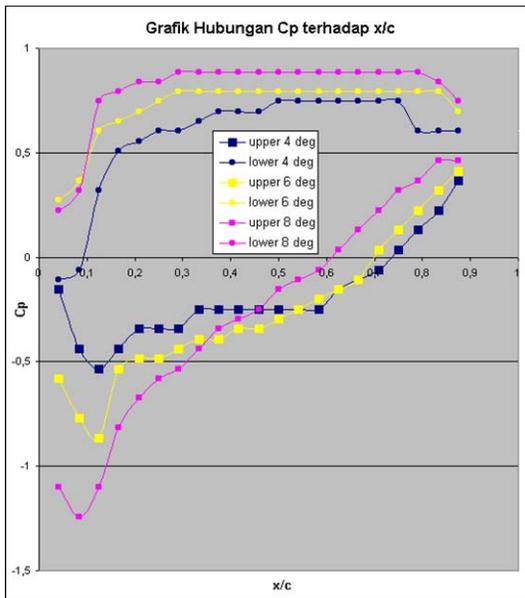
BLADE PROFIL	BRITISH 9C7/32,5C50
Space chord ratio (c/l)	1,0
Stagger angle ( $\lambda$ )	50 <sup>0</sup>
Blade span	665 mm
Angle of attack ( $\alpha$ )	4 <sup>0</sup> , 6 <sup>0</sup> , dan 8 <sup>0</sup>
Chord	120 mm
Tip-clearance (s/l)	0,00 dan 0,03



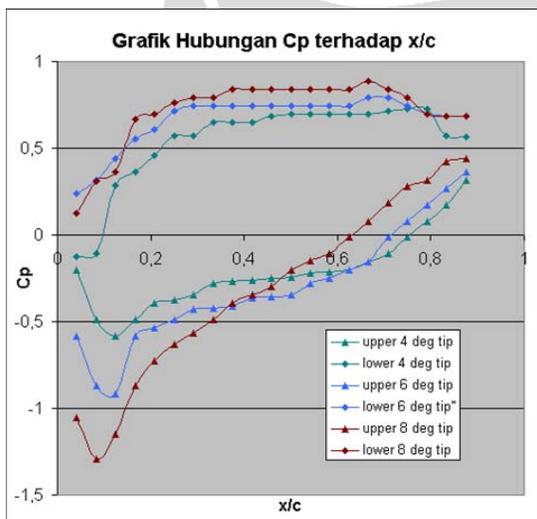
Gambar 4. Daerah pengukuran distribusi tekanan statis pada permukaan *bsurface* dari *midspan* sampai *endwal*

3. Hasil dan Pembahasan

Gambar 5 dan Gambar 6 memperlihatkan distribusi tekanan statis ( $C_p$ ) di tengah  $span$  ( $z = 332,5$  mm) dengan dan tanpa  $tip-clearance$ . Dari Gambar 5 yang merupakan karakteristik kaskade kompresor di tengah  $span$  ( $z = 332,5$  mm) dapat diketahui bahwa dengan  $angle$  of attack yang semakin besar ( $\alpha = 4^0, 6^0$  dan  $8^0$ ) atau  $air$  inlet angle ( $\beta_1 = \lambda + \alpha$ ) semakin besar pada sudut  $stagger$  yang tetap ( $\lambda = 50^0$ ), di  $leading$  edge terlihat



Gambar 5. Grafik hubungan  $C_p$  terhadap  $x/c$  ( $\alpha = 4^0, 6^0$ , dan  $8^0$ ) tanpa  $tip-clearance$



Gambar 6. Grafik hubungan  $C_p$  terhadap  $x/c$  ( $\alpha = 4^0, 6^0$ , dan  $8^0$ ) dengan  $tip-clearance$

bahwa harga (level) dari  $minimum$  pressure makin rendah dengan lokasi yang semakin ke depan. Hal ini terjadi dikarenakan dengan bertambahnya harga  $angle$  of attack ( $\alpha = 4^0, 6^0$  dan  $8^0$ ),  $acceleration$  pada  $blade$   $leading$  edge makin kuat. Dimana aliran dengan lintasan lengkung pada daerah  $suction$  side makin dipercepat karena pergeseran titik stagnasi ke arah  $pressure$  side dan dengan sendirinya akan mengeser titik tekanan minimum pada  $suction$  side ke depan (ke arah  $leading$  edge).

Sedangkan di  $midspan$  lainnya yaitu pada  $trailing$  edge, dengan bertambah besarnya harga  $angle$  of attack ( $\alpha = 4^0, 6^0$  dan  $8^0$ )  $pressure$  coefficient ( $C_p$ ) malah terjadi sebaliknya yaitu mengalami kenaikan. Hal ini disebabkan karena selama belum terjadinya  $stall$  (separasi yang hebat) pada permukaan sudu dimana harga  $\beta_2$  konstan, dengan  $angle$  of attack yang semakin besar ( $\alpha = 4^0, 6^0$  dan  $8^0$ ) atau harga  $air$  inlet angle ( $\beta_1 = \lambda + \alpha$ ) semakin besar maka harga  $turning$  angle/  $deflection$  ( $\Delta\beta = \beta_1 - \beta_2$ ) juga semakin besar yang diikuti dengan kenaikan harga tekanan statis ( $C_p$ ).

Pada Gambar 5 ini juga tampak bahwa pada sisi  $upper$  side (pada sisi  $suction$  side) yaitu pada  $angle$  of attack ( $\alpha = 4^0$ ) terlihat adanya  $bubble$  separation (separasi gelembung). Seperti yang kita ketahui bersama bahwa separasi pada aliran laminar sangat rentan terjadi karena momentum yang ada tidak cukup untuk menahan grogotan efek kumulatif dari tekanan balik dengan tegangan geser. Lapisan batas laminar yang terseparasi sering kali alirannya menjadi sehat kembali ( $reattachment$ ) yang memiliki karakteristik aliran turbulen. Selama peristiwa separasi terjadi interaksi antara aliran  $non$  viscous dengan  $boundary$  layer sehingga terjadi suplay energi atau momentum aliran yang kaya ke aliran yang miskin atau dari  $non$  viscous ke  $boundary$  layer terseparasi ( $entrainment$ ). Akibatnya ada kemungkinan aliran akan sehat kembali dengan syarat jumlah momentum aliran sudah dapat mengatasi efek gabungan tekanan balik dengan tegangan geser.

Sedangkan pada  $\alpha = 6^0$  dan  $\alpha = 8^0$   $turbulen$   $boundary$  layer lebih cepat terjadi karena  $acceleration$  pada  $blade$  yang besar, terutama  $\alpha = 8^0$  yang terlihat jelas bahwa tekanan naik secara ekstrem. Sehingga pada  $\alpha = 6^0$  dan  $\alpha = 8^0$  tidak terlihat adanya separasi.

Pada sisi ini ( $lower$  side) terlihat bahwa aliran dilanda proses perlambatan. sehingga secara umum harga  $pressure$  coefficient ( $C_p$ ) pada  $lower$  side di  $midspan$  naik seiring dengan kenaikan harga  $angle$  of attack. ( $\alpha = 4^0, 6^0$  dan  $8^0$ ). Akan tetapi pada posisi sekitar 5 mm dari  $leading$  edge atau  $s/c = 0,042$  terlihat bahwa pada  $angle$  of attack ( $\alpha = 8^0$ )  $pressure$  coefficient ( $C_p$ ) lebih kecil dibandingkan dengan  $angle$  of attack ( $\alpha = 6^0$ ).

Disebabkan karena profil *British 9C7/32,5C50* berbeda dengan profil *NACA 65 series*. Dimana untuk profil *NACA 65 series* pada pembebanan yang sama ( $\alpha = 4^\circ, 6^\circ$  dan  $8^\circ$ ) aliran langsung diperlambat, sedang pada profil *British 9C7/32,5C50* pada pembebanan  $\alpha = 4^\circ$  dan  $\alpha = 6^\circ$  aliran langsung diperlambat dan  $\alpha = 8^\circ$  aliran mengalami percepatan sesaat kemudian melakukan perlambatan, sehingga *coefficient pressure* ( $C_p$ ) pada  $\alpha = 8^\circ$  lebih kecil dibanding  $\alpha = 6^\circ$ .

Pada berbagai harga  $\alpha$ , pada gambar terlihat bahwa aliran mengalami kenaikan tekanan yang besar dan selanjutnya tekanan menjadi konstan. Akan tetapi ini tidak menunjukkan adanya separasi, hal ini diduga karena kontur model uji *NACA dan British* berbeda, dimana *NACA* agak lengkung sedang *British* agak datar pada sisi *pressure side* sekitar *midchord*. Disamping itu pada daerah dekat *trailing edge* ada *swirl* ketika melewati ujung. Hal ini sangat berkesesuaian dengan penelitian "*Boundary Layer Model*" oleh Sugiarto dan Kan Ho [10] dimana pada  $\alpha$  sekitar  $\alpha = 0^\circ$  dan  $\alpha = 2^\circ$  terjadi adanya *bubble separation* pada *lower side*, sedangkan pada  $\alpha > 4^\circ$  tidak menunjukkan adanya separasi.

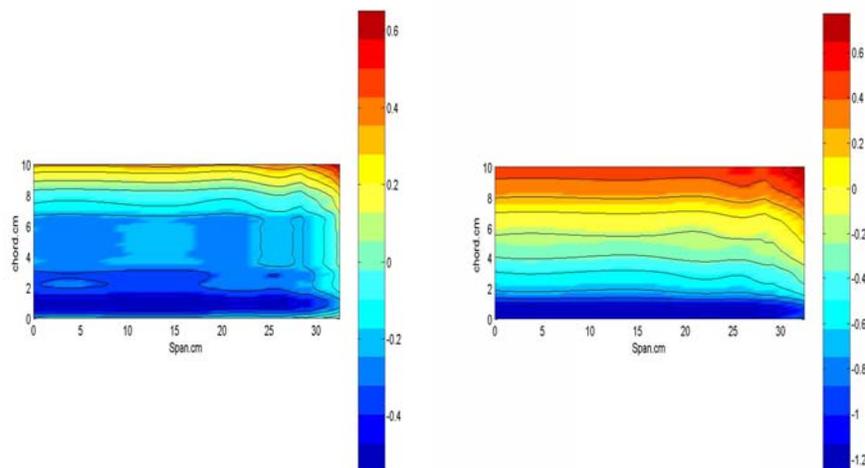
Demikian pula halnya seperti yang ditunjukkan dalam pengukuran di *wake* mengenai *losses* pada Gambar 6 Polar Plot 2D penelitian [7] dimana disini *secondary losses* ( $\zeta_v$ ) tidak mengalami kenaikan yang cukup besar pada  $\alpha = 4^\circ$  sampai dengan  $\alpha = 8^\circ$  yang menandakan tidak terjadi separasi pada daerah itu. Ternyata bahwa hampir tidak ada bedanya antara distribusi tekanan statis ( $C_p$ ) di tengah span dengan dan tanpa *tip-clearance*.

Gambar 7 memperlihatkan distribusi tekanan statis pada permukaan blade tanpa *tip-clearance*.

Dengan bertambah besarnya pembebanan ( $\alpha = 4^\circ, 6^\circ$  dan  $8^\circ$ ), terlihat bahwa *acceleration* pada *blade leading Edge* makin kuat. Dimana aliran dengan lintasan lengkung pada daerah *suction side* makin dipercepat karena pergeseran titik stagnasi ke arah *pressure side* dengan sendirinya menggeser titik tekanan minimum pada *suction side* ke depan ke arah *leading edge*.

Terlihat pula bahwa garis-garis tekanan konstan menjadi lebih melengkung ke arah *upstream* pada daerah dekat *endwall* dan *leading edge* atau memperlihatkan terjadinya kenaikan tekanan statis sepanjang *span* ke arah *tip* akibat dari *curl flow* yang semakin kuat dengan bergesernya titik stagnasi ke arah *pressure side* dimana intensitas aliran semakin besar di *pressure side* daerah *blockage* dengan tekanan naik makin bertambah kuat di sudut ditandai dengan harga  $C_p$  di sudut bertambah besar yaitu dari  $C_p = 0,35$  pada  $\alpha = 4^\circ$  &  $C_p = 0,54$  pada  $\alpha = 8^\circ$ .

Dengan semakin kuatnya *blockage* disudut akibat *curl flow* yang semakin besar ini menyebabkan garis separasi yang terjadi semakin bergerak ke depan dan membentang di antara dua sudu. Bergeraknya garis separasi ke depan dengan bertambahnya pembebanan, dapat dilihat pada gambar yang ditandai dengan garis putus-putus di sudut dekat *trailing edge* dimana luasan semakin bertambah besar dan semakin menuju ke tengah ke arah *leading edge*.



Gambar 7. Isobar contour dari *midspan* ke *endwall* tanpa *tip-clearance* ( $\alpha = 4^\circ$  &  $8^\circ$ )

Disamping itu dengan bertambahnya pembebanan. ketika *tangential flow* yang memasuki lorong sudu diblok oleh *curl flow* yang semakin kuat ke depan sehingga garis separasi yang terjadi semakin bergerak ke depan menyebabkan daerah separasi 3D di sudut juga bertambah besar.

Gambar 8 memperlihatkan distribusi tekanan statis pada permukaan *blade* dengan *tip-clearance*.

Dengan pembebanan yang bertambah besar ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $6^\circ$  dan  $8^\circ$ ), terlihat bahwa *acceleration* pada *blade leading edge* makin kuat. Dimana aliran dengan lintasan lengkung pada daerah *suction side* makin dipercepat karena pergeseran titik stagnasi ke arah *pressure side* dengan sendirinya mengeser titik tekanan minimum pada *suction side* ke depan (ke arah *leading edge*) yang ditandai dengan lokasi warna biru (tekanan minimum). Bila dibanding dengan tanpa *tip-clearance* lokasi tekanan minimumnya berada agak ke belakang ke arah *trailing edge*.

Tampak pula bahwa garis-garis tekanan konstan sekarang semakin melengkung ke arah *downstream* pada daerah dekat *endwall* dan *trailing edge* atau memperlihatkan terjadinya penurunan tekanan sepanjang *span* ke arah *tip*, sebagai akibat dari adanya *tip-clearance vortex* yang mengakibatkan *blade reloading* pada lokasi dimana *leakage flow* yang berinteraksi dengan *tangential flow* kemudian *roll up* membentuk *tip-clearance vortex* di daerah sekitar *midchord* dan bergerak ke arah *trailing edge*.

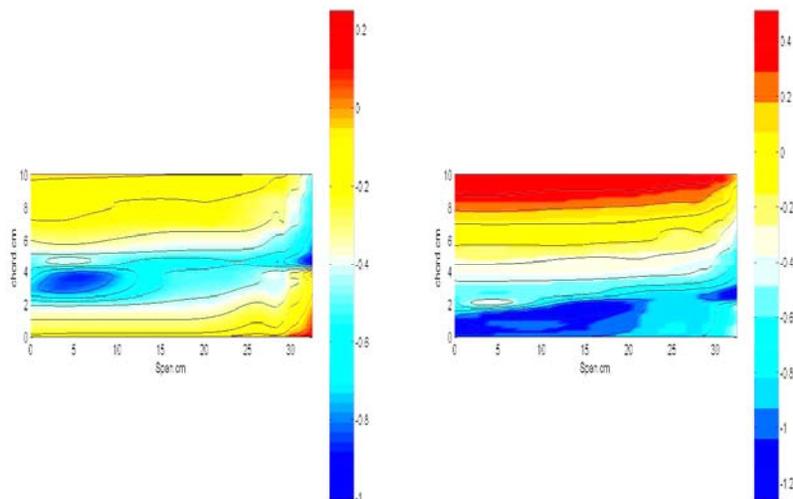
Terlihat adanya garis penurunan tekanan tajam  $\alpha = 4^\circ$  dan semakin melemah pada  $\alpha = 6^\circ$  dan  $8^\circ$ . Hal ini diduga

karena pada  $\alpha = 4^\circ$  terdapat intensitas *tip-clearance vortex* dengan intensitas yang sangat baik. Bila dibandingkan dengan garis penurunan tekanan pada  $\alpha = 6^\circ$  dan  $\alpha = 8^\circ$  yang semakin melemah yang menunjukkan bahwa pada  $\alpha = 6^\circ$  dan  $\alpha = 8^\circ$  intensitas dari *tip-clearance vortex* tidak terlalu kuat.

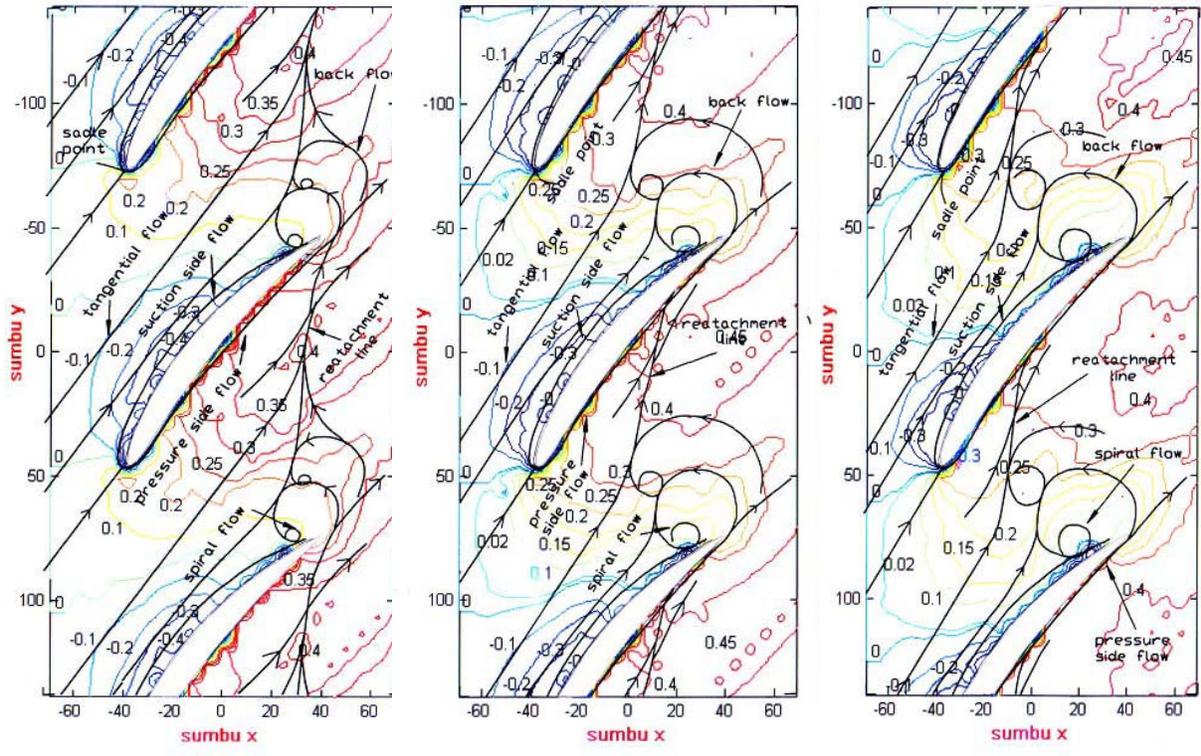
Untuk dapat menelaah lebih dalam hasil penelitian yang telah dilakukan, yaitu pada kaskade kompresor dengan konfigurasi sudu berprofil *British 9C7 / 32,5 C50* dengan dan tanpa *tip-clearance* ( $s/l = 0,00$  dan  $s/l = 0,03$ ) sudut *stagger*  $\lambda = 50^\circ$  dengan *angle of attack* ( $\alpha = 4^\circ, 6^\circ$  dan  $8^\circ$ ), maka perlu memperhatikan hasil penelitian lain dengan konfigurasi sudu yang serupa.

Hasil penelitian Sasongko [7], Riyanto [8] dan Saathoff [9] dengan konfigurasi sudu berprofil *British 9C7 / 32,5 C50* sudut *stagger*  $\lambda = 50^\circ$  *angle of attack* ( $\alpha = 4^\circ, 6^\circ$  dan  $8^\circ$ ) dengan dan tanpa *tip-clearance* ( $s/l = 0,00$  dan  $s/l = 0,03$ ).

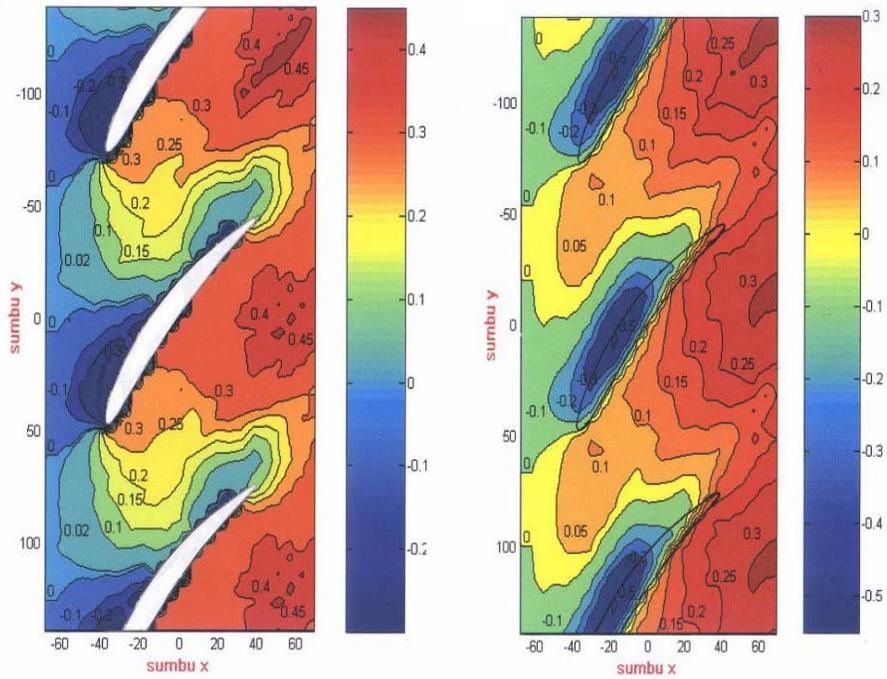
Dengan bertambah besarnya pembebanan ( $\alpha = 4^\circ$ ,  $6^\circ$  dan  $8^\circ$ ), terlihat bahwa *acceleration* pada *blade leading edge* makin kuat. Dimana aliran dengan lintasan lengkung pada arah *suction side* makin dipercepat karena pergeseran titik stagnasi ke arah *pressure side* dengan sendirinya mengeser titik tekanan minimum pada *suction side* ke depan (ke arah *leading edge*). Dengan titik stagnasi yang semakin bergeser ke arah *pressure side* menyebabkan intensitas aliran semakin besar di *pressure side* sehingga *curl flow* semakin besar. *Curl flow* ini akan semakin besar lagi karena aliran tangensial yang berada pada sudu sebelumnya sekarang bergabung dengan *curl flow* pada sudu bersangkutan.



Gambar 7. Isobar contour dari midspan ke endwall dengan *tip-clearance* ( $\alpha = 4^\circ$  dan  $8^\circ$ )



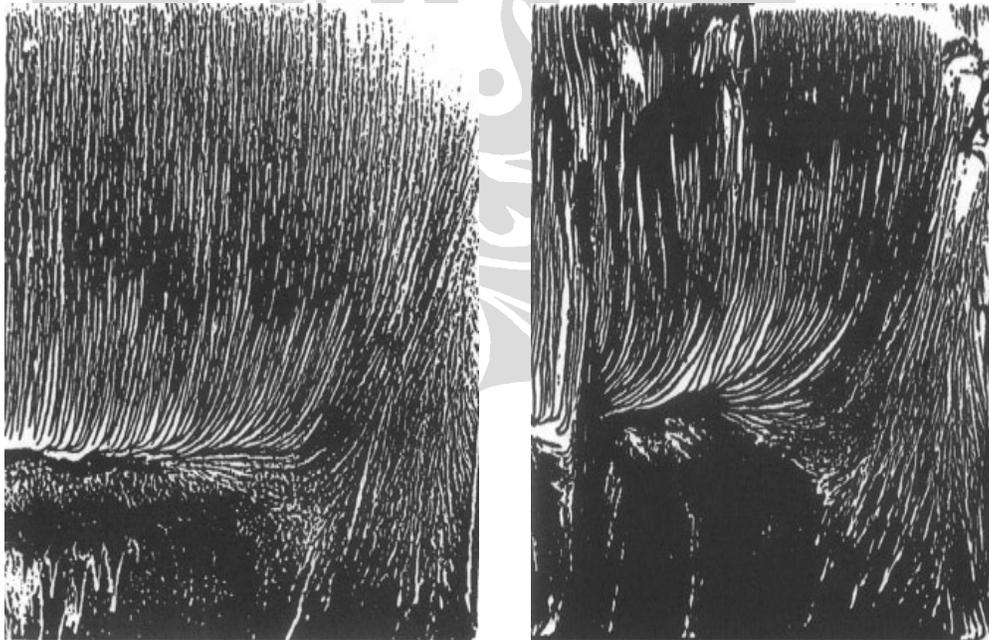
Gambar 9. Sketsa aliran pada endwall tanpa tip-clearance [8].



Gambar 10. Isobar contour pada endwall dengan dan tanpa tip-clearance  $\alpha=8^\circ$  [8].



Gambar 11. Oil flow picture pada endwall dengan tip-clearance.  $\alpha = 4^\circ$  &  $8^\circ$  [9].



Gambar 12. Oil flow picture pada blade surface dengan tip-clearance  $\alpha = 4^\circ$  &  $8^\circ$  [7].

Dengan semakin besarnya *curl flow* karena bergabungnya aliran tangensial yang berada pada sudu sebelah ini menyebabkan *blockage* yang terjadi semakin besar dan semakin kuat di sudut.

Kalau hasil penelitian Riyanto [8], tersebut dibandingkan dengan hasil penelitian ini maka menunjukkan adanya kesesuaian. Dimana dengan bertambah besarnya pembebanan, *acceleration* pada

*blade leading edge* makin kuat karena pergeseran titik stagnasi ke arah *pressure side* akan mengeser titik tekanan minimum pada *suction side* ke depan (ke arah *leading edge*). *Curl flow* akan semakin besar menyebabkan *blockage* yang terjadi semakin besar dan semakin kuat di sudut (ditandai dengan harga  $C_p$  di sudut bertambah besar yaitu dari  $C_p = 0,35$  pada  $\alpha = 4^\circ$ , dan  $C_p = 0,54$  pada  $\alpha = 8^\circ$ ).

Terlihat bahwa lokasi dari *minimum pressure* sekarang berada agak ke belakang ke arah *trailing edge* bila dibandingkan dengan untuk tanpa *tip-clearance* dimana lokasi tekanan minimumnya agak ke depan yaitu ke arah *leading edge*. Hal ini disebabkan karena ketika tanpa *tip-clearance* aliran yang melewati permukaan sudu itu sepenuhnya melakukan *acceleration*. Sedangkan dengan *tip-clearance* alirannya tidak sepenuhnya melakukan *acceleration* pada permukaan sudu, melainkan aliran terbagi menjadi dua yaitu satu melakukan *acceleration* pada *blade surface* dan satunya lagi aliran yang melintang melewati *clearance* dengan arah tegak lurus sudu sehingga mundurnya lokasi *minimum pressure* ini menandakan percepatan aliran melewati sudu agak ke belakang.

Hasil penelitian [8] sangat sesuai dengan penelitian ini, dimana terlihat bahwa lokasi dari *minimum pressure* sekarang berada agak ke belakang ke arah *trailing edge* bila dibandingkan dengan untuk tanpa *tip-clearance* dimana lokasi tekanan minimumnya agak ke depan yaitu ke arah *leading edge*.

Dengan adanya *tip-clearance*, karena perbedaan tekanan aliran yang melintang melewati *clearance* ternyata lebih besar dari pada aliran yang ke arah permukaan sudu. maka terbentuklah *tip-clearance flow (Jet flow)* dengan arah tegak lurus permukaan sudu. Akibat interaksi dari *tip-clearance flow* dengan *tangential flow* kemudian *roll up* membentuk *tip-clearance vortex*. Dengan bertambah besarnya pembebanan, terlihat bahwa *tip-clearance vortex* di desak ke tengah menjauhi *cascade wall* oleh *jet flow* yang menembus *tip-clearance* pada daerah sudu dibelakang garis separasi. Pada *moderat blade loading* dimana garis separasi 3D sudah berada hamper ke *leading edge*, tidak terbentuk lagi *tip-clearance vortex*. Mulai saat ini *tip-clearance flow* didominasi oleh *jet flow*. Kemungkinan *roll up* berkurang karena sebagian material menjadi *tip-clearance flow* dan *tip-clearance vortex* yang momentumnya juga akan berkurang [9].

Tampak pula bahwa garis-garis tekanan konstan sekarang semakin melengkung ke arah *downstream* pada daerah dekat *endwall* dan *trailing edge* atau memperlihatkan terjadinya penurunan tekanan sepanjang *span* ke arah *tip*, sebagai akibat dari adanya *tip-clearance vortex* yang mengakibatkan *blade*

*reloading* pada lokasi dimana *leakage flow* yang berinteraksi dengan *tangential flow* kemudian *roll up* membentuk *tip-clearance vortex* di daerah sekitar *midchord* dan bergerak ke arah *trailing edge*.

Hasil penelitian [7] pada Gambar 10. bila dibandingkan dengan penelitian ini menunjukkan adanya bentuk yang serupa. Tampak garis-garis tekanan konstan sekarang semakin melengkung ke arah *downstream* pada daerah dekat *endwall* dan *trailing edge* akibat adanya *tip-clearance vortex*.

#### 4. Kesimpulan

Hasil dari penelitian yang telah dilakukan pada kaskade kompresor berprofil British 9C7/32,5C50 dengan *stagger* kuat ( $\lambda=50^\circ$ ) menunjukkan bahwa tanpa *tip-clearance*, terlihat adanya garis-garis tekanan konstan menjadi lebih melengkung ke arah *upstream* pada daerah dekat *endwall* dan *leading edge* atau memperlihatkan terjadinya kenaikan tekanan statis sepanjang *span* ke arah *tip*. Dengan semakin kuatnya *blockage* disudut akibat *curl flow* yang semakin besar ini menyebabkan garis separasi yang terjadi semakin bergerak ke depan dan membentang di antara dua sudu. Dengan garis separasi yang terjadi semakin bergerak ke depan menyebabkan daerah separasi 3D di sudut juga bertambah besar. Lokasi tekanan minimum yang semakin ke depan (ke arah *leading edge*). Sedangkan dengan *tip-clearance* lokasi tekanan minimumnya berada agak ke belakang ke arah *trailing edge*. Bila dibandingkan tanpa *tip-clearance*. Tampak pula bahwa garis-garis tekanan konstan sekarang semakin melengkung ke arah *downstream* pada daerah dekat *endwall* dan *trailing edge* atau memperlihatkan terjadinya penurunan tekanan statis sepanjang *span* ke arah *tip*.

#### Daftar Acuan

- [1] J.H. Horlock, Axial Flow Compressor, Robert E. Krieger Publ. Co, New York, 1973.
- [2] Sulaiman, Tesis Magister, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2000.
- [3] Harmadi, Tesis Magister, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2000.
- [4] Bintoro, Tesis Magister, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2001.
- [5] Marsan, Tesis Magister, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2001.
- [6] Mirmanto, Tesis Magister, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2001.

- [7] H. Sasongko, Ph.D Thesis, Technische Universitat Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Germany, 1997.
- [8] Y. Riyanto, Skripsi Sarjana, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 2002.
- [9] H. Saathoff, Ph.D Thesis, Technische Universitat Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig, Germany, 2000.
- [10] Sugiarto, Kan Ho, Skripsi Sarjana, Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri, Institut Sepuluh Nopember Surabaya, Indonesia, 1999.

