

Separasi Aliran Tiga Dimensi pada Kaskade Kompresor Aksial dengan Sudu Berbeda Kelengkungan

Herman Sasongko dan Heru Mirmanto
Jurusan Teknik Mesin, FTI-ITS, Surabaya
Email: herman@me.its.ac.id

ABSTRAK

Pada kompresor aksial, fenomena aliran sekunder tiga dimensi yang sangat rumit terjadi pada interaksi antara lapisan batas sudu dengan lapisan batas *hub/casing*. Akibat yang ditimbulkan fenomena ini adalah terpengaruhnya karakteristik medan aliran di daerah interaksi tersebut yang pada akhirnya berkaitan dengan efek penyumbatan (*blockage effect*) serta kerugian sekunder (*secondary losses*) yang dapat menurunkan tekanan kompresor. Kerugian sekunder diketahui menyumbang sekitar 50% dari total kerugian hidrolis yang terjadi pada kompresor aksial, sementara kerugian akibat friksi pada dinding *annulus* serta kerugian friksi dan separasi dua dimensi pada profil berkontribusi 30% dan 20%. Dengan demikian, upaya serius untuk mengurangi kerugian aliran sekunder akan banyak membantu meningkatkan kinerja (efisiensi) kompresor aksial. Berdasarkan kajian pustaka beberapa hasil eksperimen, bentuk geometri dan susunan konfigurasi kaskade (*cascade*) kompresor diduga mempunyai pengaruh signifikan terhadap terbentuknya aliran sekunder. Pada penelitian ini dilakukan visualisasi karakteristik (struktur) separasi aliran tiga dimensi di dalam lorong sudu berupa visualisasi jejak aliran, distribusi vektor kecepatan, distribusi koefisien tekanan (C_p) dan distribusi koefisien kerugian tekanan (ξ_v). Parameter yang berpengaruh terhadap susunan konfigurasi kaskade adalah perubahan kelengkungan sudu, sedangkan profil sudu yang digunakan adalah profil sudu British 9C7/32,5C50 dan 9C7/42,5C50 yang secara geometris mirip satu sama lain namun memiliki kelengkungan berbeda. Eksperimen dilakukan pada lorong angin dengan kecepatan 20 m/s ($Re_l = 1,6 \times 10^5$) dan visualisasi aliran dengan teknik *oil flow visualization (OFV)* menggunakan campuran serbuk titanium dan minyak nabati. Pengukuran tekanan menggunakan *pressure transducer* dan *inclined manometer*, sedangkan *Computational Fluid Dynamics (CFD)* untuk mempresentasikan vektor kecepatan aliran menggunakan perangkat lunak *Fluent 6.0*, 3d-dp, *segregated*, RNG k- ϵ . Hasil penelitian terbukti mampu memvisualisasikan separasi aliran di dalam lorong sudu maupun di keluaran kaskade. Pada susunan konfigurasi kaskade, kelengkungan sudu pada sudut pembebanan yang tetap, sangat berpengaruh terhadap formasi separasi aliran tiga dimensi (*terbentuknya horse shoe vortex*) di depan *leading edge* yang diawali dengan terbentuknya *forward saddle point*. Pada kaskade 9C7/42,5C50 posisi *forward saddle point* lebih jauh di depan *leading edge* namun hampir segaris terhadap *chord line* sudu, sebaliknya untuk kaskade 9C7/32,5C50 posisi *forward saddle point* lebih dekat terhadap *leading edge* tetapi lebih jauh di bawah *chord line* sudu. Bergesernya lokasi *saddle point* lebih ke atas untuk sudu yang lebih lengkung juga berakibat bergesernya daerah tekanan rendah pada zona *upper side* dan daerah tekanan tinggi pada zona *lower side* lebih ke belakang. Hal inilah yang mendorong penguatan intensitas *cross passage flow* pada bagian belakang *blade passage* dan *curl flow* pada *trailing edge* sudu. Penguatan intensitas aliran sekunder di dekat *hub junction* tersebut, berakibat pada menguatnya penyumbatan aliran dan kerugian tekanan total.

Kata kunci: Separasi aliran tiga dimensi, *blockage effect*, *secondary losses*, *saddle point*, *horse shoe vortex*.

ABSTRACT

In an axial compressor, it is common to find out a complicated secondary flow (three dimensional flows) which occurred on interaction area between blade boundary layer and hub/casing boundary layer. This phenomenon to some extent can decrease the compressor pressure. It is due to disturbance generated by this secondary flow affected the flow characteristics on the interaction area. Moreover, it can create a blockage effect and secondary losses which ultimately decreases the compressor pressure. As it has been known, the axial compressor secondary losses plays major parts (50%) on total hydraulic losses while other losses contributed to the total hydraulic losses are annulus wall friction, friction and two dimensional separations on the axial

compressor blade profiles. Hence, more serious effort should be devoted to increase the axial compressor performance by reducing the secondary losses. From previous research, geometrical arrangement and cascade compressor configuration have been proved to contribute on development of the secondary flow in an axial compressor. In this paper, the authors conducted three dimension separation flow characteristic visualization in blade passage. The visualization is represented by flow visualization, velocity vector distribution, pressure coefficient distribution (C_p) and pressure losses coefficient distribution (ξ). The authors also investigated some parameters that affected the cascade compressor configuration performance. One of the parameter is blade camber. The experiment was conducted on blade profile of British 9C7/32,5C50 and 9C7/42,5C50. Those profiles are similar in their geometry but have different camber. Wind tunnel experiments have been conducted with velocity of 20 m/s ($Re_l = 1.6 \times 10^5$). Flow visualization was performed by method of oil flow visualization (OFV) using a mixture compound of titanium powder and bio oil. The pressure distributions along the blades were measured using pressure transducer and inclined manometer. Computational Fluid Dynamics was employed to modeling and analyzing the velocity vector with setting parameter of 3d-dp, segregated, RNG $k-\epsilon$. By using those methods, the authors capable to visualize flow separation inside blade passage and cascade output. In the cascade configuration, blade camber with fixed load angle has a significant role for the development of three dimensional flow separation (horse shoe vortex appears) in front of the leading edge. This phenomenon was started by the appearance of forward saddle point. This forward saddle point will move if the camber angle is changed. The increasing camber angle from $\alpha = 32.5^\circ$ to $\alpha = 42.5^\circ$ shifted the forward saddle point and changed three dimension separation line width. For blade airfoil 9C7/42,5C50, the position of forward saddle point is far away in front of leading edge but almost in line with blade chord line. On the other hand for blade cascade with 9C7/32,5C50, the position of forward saddle point is much closer to the leading edge but far below the blade chord line. The upper shifting of the forward saddle point for blade with higher camber also pushed the low pressure area on the upper side zone further back. It also pushed the high pressure area on lower side in the same direction as the one on the upper side. This phenomenon subsequently increasing the intensity of cross passage flow at the back side of blade passage and curl flow at the trailing edge. This increasing intensity of the secondary flow near hub junction will ultimately increase the blockage effect and total pressure losses.

Keywords: Three dimension flow separation, blockage effect, secondary losses, saddle point, horse shoe vortex.

PENDAHULUAN

Sejalan dengan upaya peningkatan efisiensi mesin-mesin turbo, penelitian mengenai detail medan aliran sekunder di dalam kompresor kaskade akhir-akhir ini secara intensif terus dikembangkan. Pada awalnya penggunaan model matematis dengan metode interaksi *viscous-inviscid* yang divalidasi secara eksperimen di dalam kaskade kompresor memberikan arti penting guna pengembangan penelitian dasar di bidang aerodinamika kompresor. Peneliti terdahulu yang berorientasi pada sisi pemodelan matematis, antara lain adalah Came dan Marsh [1], kebanyakan berhenti setelah memperoleh pengaruh penebalan lapisan batas permukaan *hub* terhadap kenaikan rasio kecepatan aksial (axial velocity ratio:AVR), perubahan defleksi (α), serta koefisien tekanan (C_p) yang berlaku sebatas observasi aliran sekunder berupa *cross passage flow* yang hanya diakibatkan pemutaran bidang vortisitas di dalam lapisan batas aliran datang. Selain itu pemodelan matematis yang tidak memungkinkan terjadinya separasi aliran *viscous* yang sesungguhnya, tidak mampu mempresentasikan separasi aliran tiga dimensi

dekat *rotor - hub junction* di dalam lorong sudu. Seiring dengan perkembangan, pemodelan numerik melalui pendekatan persamaan *Navier-Stokes* dengan Perangkat lunak Computational Fluid Dynamics (CFD) telah terbukti lebih baik apabila dibandingkan dengan model matematis berbasis metode interaksi *viscous-inviscid*. Hah [2] dan Pouagare & Delaney [3] telah memulai observasi aliran sekunder pada kompresor aksial dengan simulasi numerik. CFD yang dipadu dengan visualisasi aliran eksperimental (*oil flow* dan *PIV*) juga telah banyak berperan dalam membantu mengungkap struktur detail medan aliran tiga dimensi pada suatu lokasi yang sulit diobservasi dengan peralatan eksperimen. Penelitian yang memanfaatkan *PIV*, telah dilakukan, antara lain oleh Oguz *et al.*, [4], dan mampu mengungkapkan lebih detail struktur aliran tiga dimensi yang rumit pada *rotor - hub junction* kompresor aksial.

Penelitian eksperimental mengenai aliran sekunder pada kompresor kaskade tanpa *tip-clearance* telah dilakukan oleh Storer [5], Kang [6] dan Hubner [7]. Pemilihan konfigurasi dengan *stagger angle* kecil ($\lambda < 40^\circ$) dan *camber* yang besar ($\alpha > 40^\circ$) seperti yang telah dipilih oleh Storer [5],

Kang [6] maupun Hubner [7] tersebut, menunjukkan suatu konfigurasi khas yang mewakili interaksi antara *hub* dengan pangkal sudu rotor pada kompresor aksial. Sebagaimana juga telah dilaporkan oleh Oguz *et al.*, [4] untuk penelitian dengan konfigurasi sejenis, ketiga peneliti tersebut melaporkan ditemukannya *passage vortex* di daerah antara dua sudu pada keluaran kaskade. Selain itu, hasil visualisasi dengan *oil streak method* pada dinding kaskade telah diidentifikasi terbentuknya *horse shoe vortex* di depan *leading edge* maupun *three dimensional separation zone* pada *upper side* sedikit di belakang *trailing edge*. Walaupun ketiga peneliti tersebut berhasil mengidentifikasi menguatnya intensitas *passage vortex* yang diiringi dengan meluasnya *three dimensional separation zone* apabila *blade loading* diperbesar, namun lebih jauh, hasil penelitian Storer [5], Kang [6] maupun Hubner [7] tidak berhasil mengungkapkan struktur detail *horse shoe vortex* maupun *cross passage flow* di lorong kaskade, sebagaimana yang telah dilaporkan oleh Oguz *et al.*, [4].

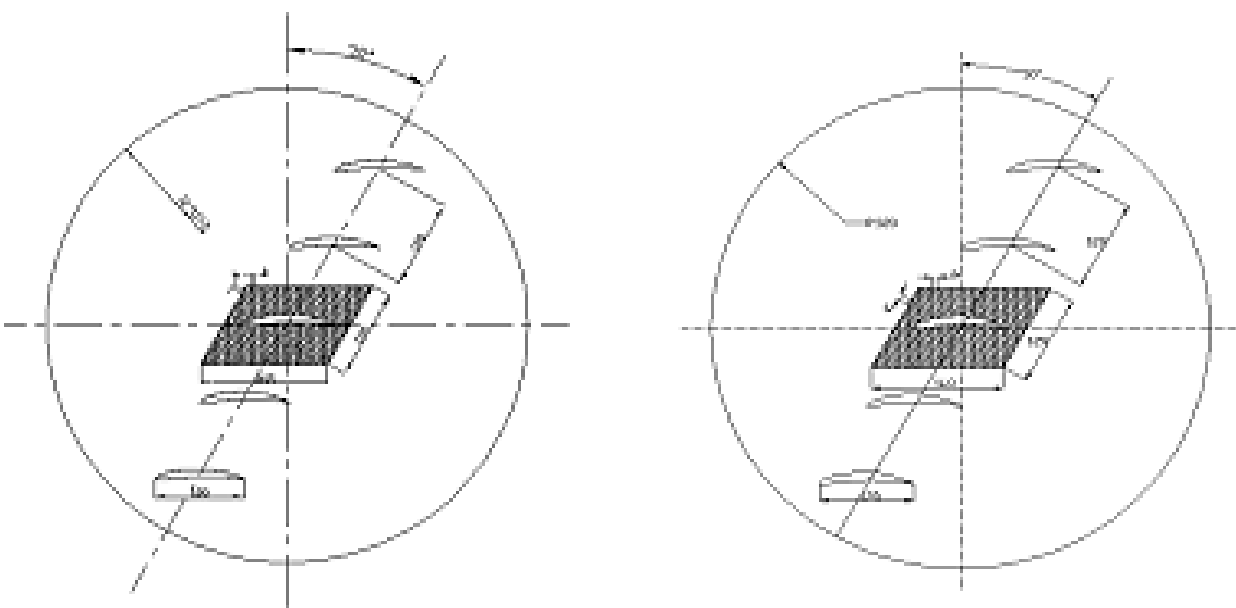
Mirmanto [8] dalam studinya secara eksperimental maupun dengan simulasi numerik, mengungkapkan struktur detail aliran sekunder pada *endwall junction* baik pada *single body (wing)* maupun pada susunan *blades* pada konfigurasi kaskade kompresor. Pada berbagai pengaruh geometri (kelengkungan dan ketebalan) sudu maupun konfigurasi kaskade (*blade loading* dan *stagger angle*) yang telah diobservasi, akan dibahas secara spesifik pengaruh kelengkungan *blade* terhadap formasi dan struktur detail aliran sekunder (aliran tiga dimensi) pada *blade loading* dan *stagger angle* yang tetap. Hasil pembahasan diharapkan dapat memberikan informasi lebih

terfokus dan lengkap mengenai kronologi formasi aliran sekunder yang dimulai dari terbentuknya *horse shoe vortex* hingga timbulnya *backward three dimensional separation zone*, dengan kelengkungan sudu yang berbeda.

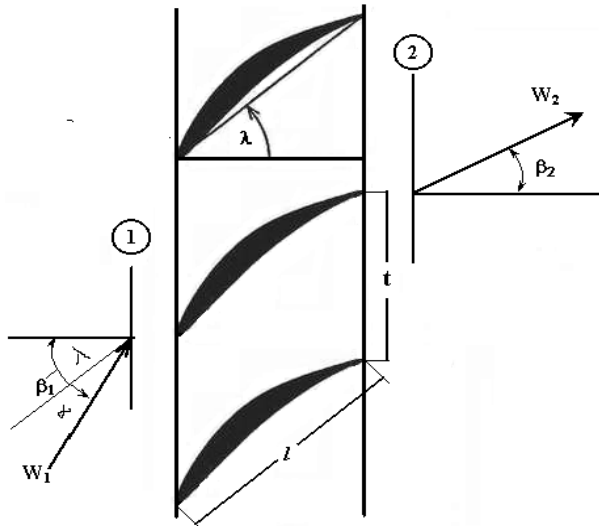
METODE PENELITIAN

Penelitian secara eksperimental dilakukan di dalam lorong angin *subsonic* dengan penampang uji (660 x 660) mm. Penelitian dilaksanakan pada bilangan *Reynolds* tetap $Re_l = 1,6 \times 10^5$ (menggunakan *blade airfoil chord* "T" sebagai *characteristic length*), setara dengan kecepatan rata-rata aliran udara memasuki penampang uji $V = 20$ m/s. Model uji yang digunakan adalah dua macam kaskade kompresor, masing-masing terdiri atas 5 sudu yang terpasang diantara dua *plain endwall*. Kaskade pertama menggunakan sudu dengan penampang *British Airfoil 9C7/32,5C50* (*camber angle* $\alpha = 32,5^\circ$), sementara kaskade kedua memiliki sudu lebih lengkung (*camber angle* $\alpha = 42,5^\circ$) dengan penampang *British Airfoil 9C7/42,5C50*. Kedua tipe *Airfoil* yang digunakan telah dipilih dengan panjang *chord* yang sama $l = 120$ mm. Konfigurasi dengan *stagger angle* 30° dan *blade space* maupun *chord length* sebesar 120 mm untuk kedua macam kaskade yang digunakan dapat dilihat pada Gambar 1. Tampak bagian yang diarsir adalah daerah visualisasi dengan metode *OFV*, sekaligus merupakan daerah observasi tekanan statis pada *endwall*.

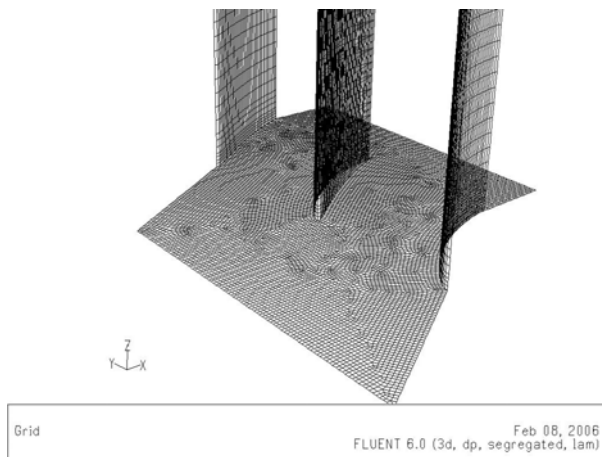
Dengan *stagger angle* $\alpha = 30^\circ$, pembebanan kedua kaskade diberikan dengan sudut serang $\beta = 8^\circ$. Hal ini identik dengan sudut kecepatan relatif aliran masuk $\beta_1 = 38^\circ$, sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 2.



Gambar 1. Model Kaskade Kompresor



Gambar 2. Definisi Sudut Pembebanan Kaskade



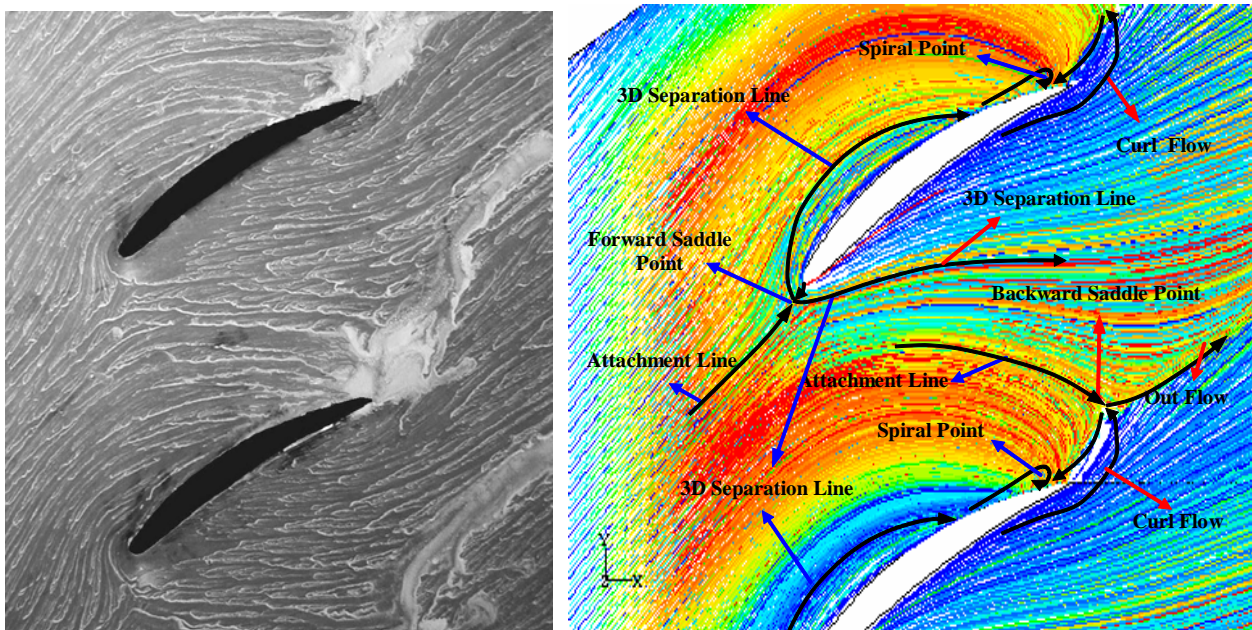
Gambar 3. Model Grid Kaskade

Simulasi numerik dilakukan dengan perangkat lunak *Fluent 6.0, segregated – double precision solver*, dengan pemodelan turbulensi *k- ϵ RNG. Discrete control volume* yang dibuat terlebih dahulu dengan *GAMBIT software* untuk model tiga dimensi dipilih dalam bentuk *hexahedral/quadrilateral*. Contoh *meshing* yang dibuat sangat rapat pada daerah dekat *endwall*, melingkupi tiga blade sebagaimana dapat dilihat pada Gambar 3.

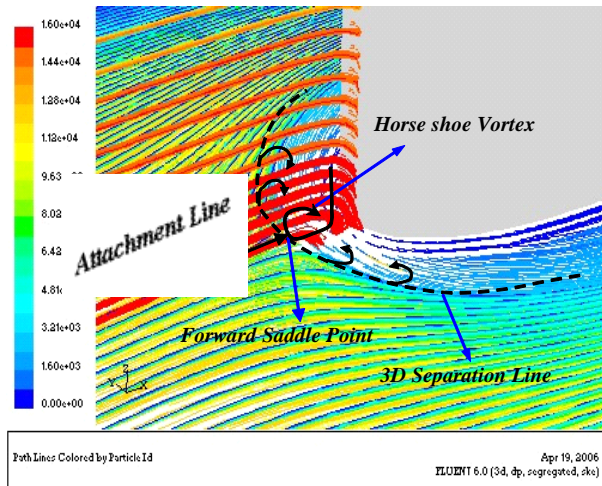
PEMBAHASAN

Pola *shear stress line* yang terjadi pada *endwall*, baik yang terlihat sebagai pola *oil streak* dari visualisasi eksperimen maupun pola *near wall stream line* dari simulasi numerik untuk kaskade dengan blade *9C7/32,5C50* dapat dilihat pada Gambar 4. Berdasarkan pola yang terbentuk pada sudut pembebanan kaskade $\alpha = 8^\circ$, dapat diidentifikasi struktur aliran tiga dimensi dekat *endwall*.

Pada Gambar 4, *near wall stream line* yang didapat dari simulasi numerik menunjukkan pola yang sangat mirip dengan *oil streak* pada *endwall* yang didapat dari visualisasi eksperimen. Kedua macam visualisasi tersebut mewakili pola spesifik *shear stress line* yang mengindikasikan terjadinya aliran sekunder dekat *cascade endwall*. Topologi dari *wall shear stress line* seperti itu telah diperkenalkan oleh Tobak dan Peak [9]. Munculnya *forward saddle point* di depan *blade leading edge* disusul dua cabang *three dimension separation line* yang mengapit kontur sudu mengindikasikan telah terjadinya *three dimensional flow separation* di depan *leading edge* yang diikuti terbentuknya *horse shoe vortex*. Gambar 5 menunjukkan struktur *horse shoe vortex* di depan *leading edge* sudu.



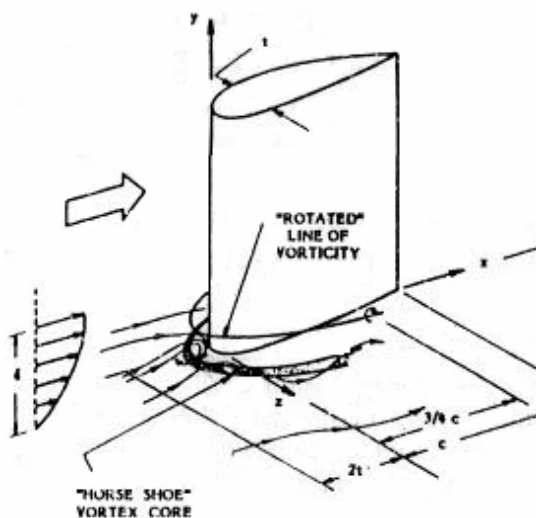
Gambar 4. Struktur Wall Shear Stress Line Cascade 9C7/32,5C50



Gambar 5. Struktur *Horse Shoe Vortex* di Depan *Leading Edge*

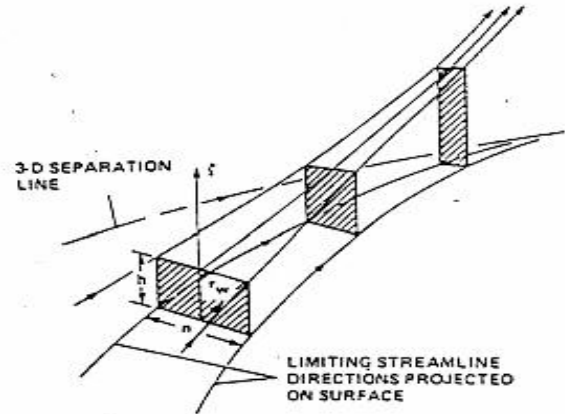
Bagian awal dari formasi aliran sekunder ini juga telah diilustrasikan oleh Merati *et al.*, [10] maupun Ballio dan Franzetti [11] sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 6.

Tampak pada ilustrasi (Gambar 6), aliran dalam lingkup *wall boundary layer* mendekati *wing leading edge*. Aliran dengan momentum rendah dekat permukaan *wall* tersebut, pada jarak tertentu dari *leading edge*, terhenti dan terseparasi menjauhi *wall*. *Adverse pressure* yang diinduksikan oleh *source effect* dari bagian depan *wing* tidak mampu diatasi oleh aliran dengan momentum yang rendah. Bermula dari lokasi separasi aliran tiga dimensi tersebut, aliran yang bergerak menjauhi *wall* kearah dua sisi *wing*, kemudian berinteraksi dengan aliran dengan momentum yang lebih kuat di atasnya sehingga terpusar membentuk *horse shoe vortex*. Lintasan garis tempat kedudukan pusat *vortex* dekat dua sisi *wing* itulah yang kemudian tercetak pada *wall* sebagai dua cabang *three dimension separation line*. Tampak jelas pada



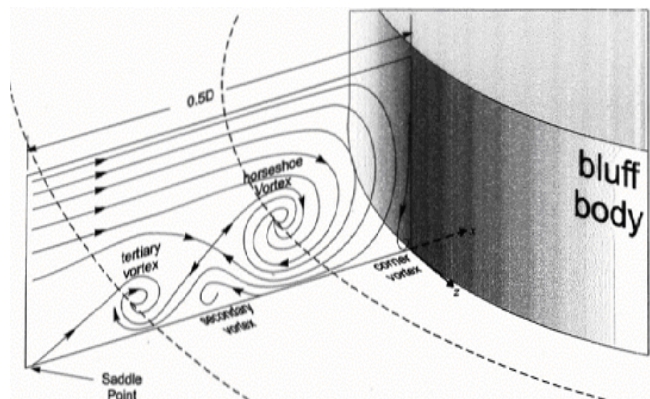
Gambar 6. Ilustrasi Formasi *Horse Shoe Vortex*

Gambar 4 maupun 5, bahwa jejak jejak *shear stress line* dekat di luar *three dimension separation line* mengarah secara konvergen ke *three dimension separation line*, hal itu mengindikasikan di sekitarnya terjadi pergerakan aliran menjauhi *wall* yang kemudian terpusar menjadi *horse shoe vortex*. Kejadian ini mudah di jelaskan dengan asas kontinuitas, sebagaimana telah diilustrasikan oleh Tobak dan Peak [9] sebagai berikut.

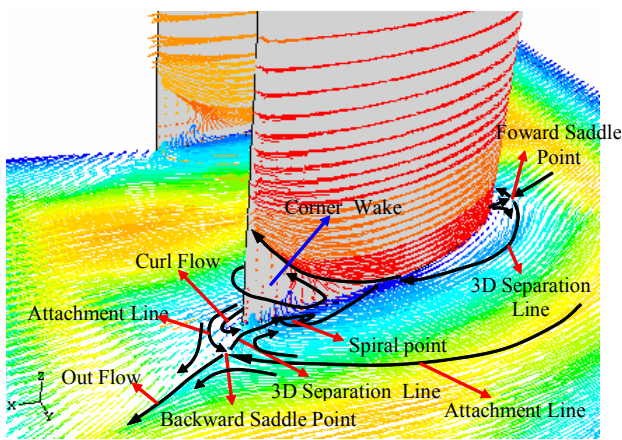


Gambar 7. Ilustrasi Separasi Aliran Tiga Dimensi pada *Wall* [9]

Di dalam *blade passage*, aliran dekat *endwall* yang berada di luar batas *separation line* cenderung bergerak dari zona *lower side* sudu yang satu ke zona *upper side* sudu lainnya. *Cross passage flow* tersebut terjadi karena aliran dengan momentum yang lemah dalam pengaruh kuat *endwall shear stress* cenderung bergerak ke zona dengan tekanan statis yang lebih rendah. Pergerakan fluida dekat *endwall* dengan momentum lemah yang mengarah ke zona tekanan rendah juga terjadi dari zona *lower side* dekat *trailing edge* yang melingkar balik ke zona *upper side* pada sudu yang sama. *Curl flow* ini kemudian bertumbukan dengan *cross passage flow*



pada lokasi sedikit diatas *upper side* di belakang *trailing edge*. Tumbukan aliran dekat *endwall* ini sekali lagi mengakibatkan separasi aliran tiga dimensi yang ditandai dengan terbentuknya *backward saddle point*. Material fluida yang terseparasi ini kemudian terpisah menjadi dua bagian, sebagian bergerak kebelakang sambil menjauhi *end wall* (*out flow*), sebagian yang lain mengarah kedepan kembali ke *upper side*. Bagian aliran yang mengarah ke depan kemudian bermuara pada suatu *spiral point* bersama-sama dengan material fluida terseparasi dari *forward saddle point* yang bergerak ke belakang menyusuri zona *upper side*. Hasil observasi dengan simulasi numerik berikut ini dapat memperjelas kronologi terjadinya separasi tiga dimensi dekat *endwall*.

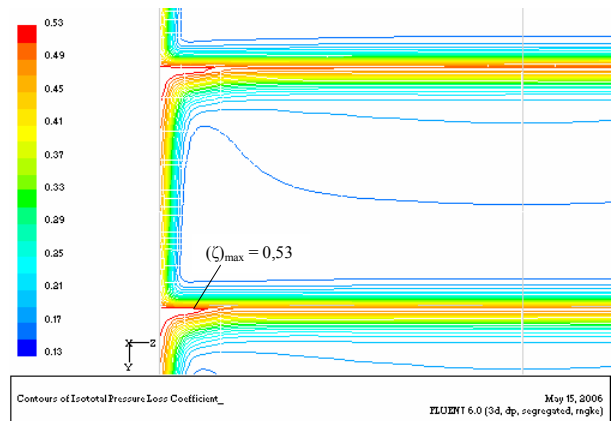


Gambar 8. Separasi Aliran Tiga Dimensi Dekat *Endwall Cascade 9C7/32,5C50*

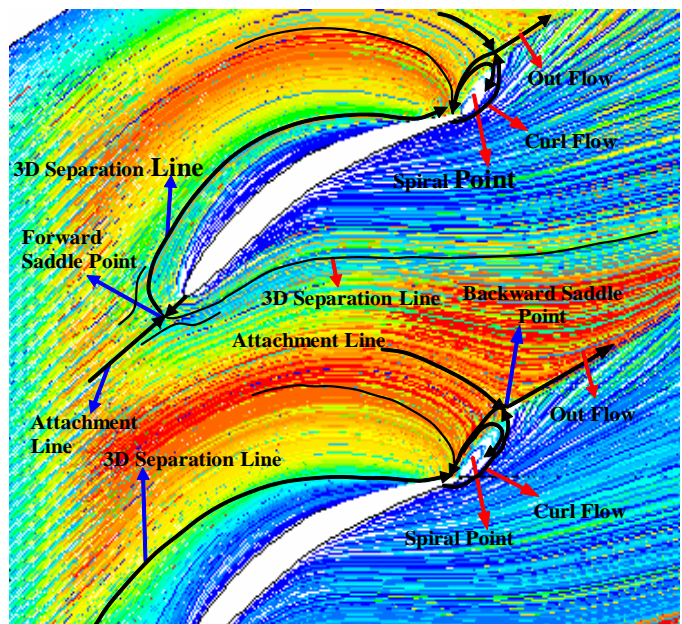
Separasi aliran tiga dimensi di dekat *endwall* sedikit dibelakang *trailing edge* pada zona *upper side* mengakibatkan *blockage* terhadap aliran

primer. Tampak pada Gambar 8 aliran primer dekat *endwall* pada zona *upper side - trailing edge* terdesak ke depan dan keatas oleh material fluida terseparasi. *Three dimensional corner wake* yang terbentuk akibat *blockage* tersebut memiliki tingkat energi atau tingkat tekanan total yang sangat rendah. Bersama-sama dengan *cross passage flow* dan *horse shoe vortex*, *three dimensional corner flow separation* tersebut mengakibatkan *blockage* yang kuat terhadap aliran primer. Hal ini menyumbangkan $\pm 50\%$ dari total kerugian energi pada kaskade. Kontur dari koefisien kerugian tekanan total (*isototal pressure loss coefficient*) yang digambarkan pada bidang keluaran kaskade berikut ini menunjukkan dengan jelas tingkat kerugian yang sangat besar pada *three dimensional corner wake*.

Pola *shear stress line* pada *endwall*, baik yang terlihat sebagai pola *oil streak* dari visualisasi eksperimental maupun pola *near wall stream line* dari simulasi numerik untuk kaskade dengan sudu yang lebih lengkung (*blade profile 9C/42,5C50*) dapat dilihat pada Gambar 10.



Gambar 9. *Isototal Pressure Loss Coefficient* pada Bidang Keluaran *Cascade 9C7/32,5C50*



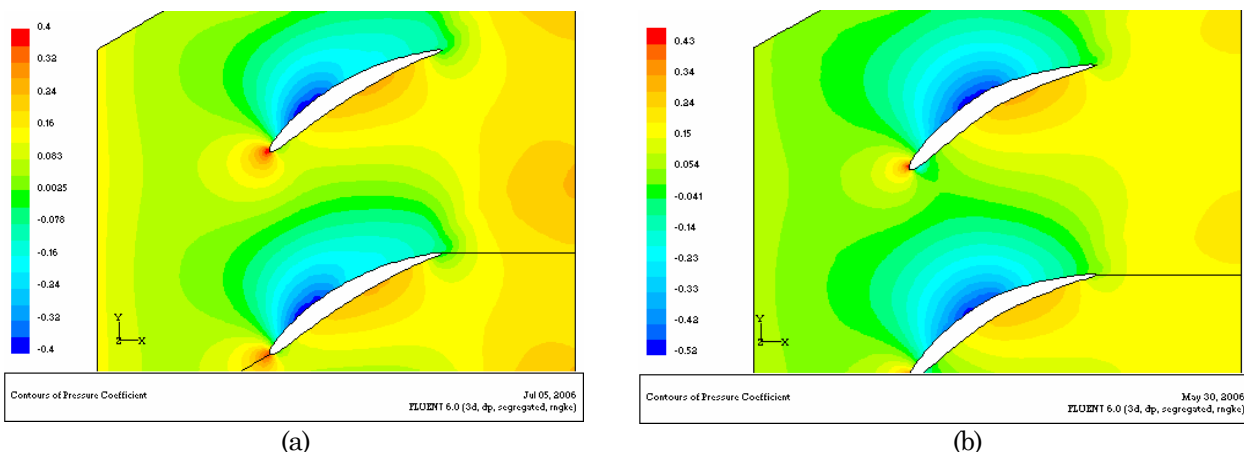
Gambar 10. Struktur *Wall Shear Stress Line Cascade 9C7/42,5C50*

Peningkatan kelengkungan sudu dengan pembesaran *camber angle* dari $\alpha = 32,5^\circ$ menjadi $\alpha = 42,5^\circ$ mengakibatkan posisi *forward saddle point* dan lebar lintasan *three dimensional separation line* relatif terhadap kontur sudu secara signifikan berubah. Pada kaskade 9C7/42,5C50, posisi *forward saddle point* lebih jauh di depan *leading edge* namun hampir segaris terhadap *chord line* sudu, sebaliknya untuk kaskade 9C7/32,5C50 (Gambar 4) posisi *forward saddle point* lebih dekat terhadap *leading edge* tetapi lebih jauh di bawah *chord line* sudu, hal ini disebabkan profil dengan *camber angle* $\alpha = 32,5^\circ$ ini memiliki *zero incidence* pada sudut serang $\alpha = 4^\circ$ sehingga pada sudut pembebanan $\alpha = 8^\circ$ terjadi *incidence* $i = 4^\circ$. Posisi titik stagnasi di *midspan* untuk kondisi pembebanan ini berada pada *lower side* sudu, dapat dipahami bahwa dekat *endwall*, posisi *forward saddle point* akan bergeser ke zona *lower side*, hal ini dikarenakan hambatan *adverse pressure* terbesar terhadap aliran datang berasal dari zona *lower side* sudu. Pada profil dengan *camber angle* $\alpha = 42,5^\circ$, *zero incidence* terjadi pada sudut pembebanan $\alpha = 9^\circ$ sehingga posisi *forward saddle point* hampir segaris terhadap *chord line* sudu. Apabila dilihat dari hasil visualisasi eksperimental pada Gambar 10, tampak posisi *forward saddle point* sedikit di bawah *chord line*, hal itu lebih disebabkan oleh pengaruh gaya gravitasi terhadap cairan visualisasi. Pada *zero incidence* yang hampir sama dengan sudut serang, hambatan *adverse pressure* terbesar terhadap aliran datang tidak lagi berasal dari zona depan *lower side* melainkan hampir tepat datang dari ujung *leading edge*, akibatnya lintasan *three dimensional separation line* sepanjang zona *lower side* menjadi lebih menguncup mendekati *lower side*, sebaliknya tampak lintasan *three dimensional separation line* sepanjang zona *upper side* menjadi lebih membuka menjauhi kontur sudu. Bergesernya lokasi *saddle point* lebih ke atas untuk sudu yang lebih lengkung juga berakibat bergesernya daerah tekanan rendah

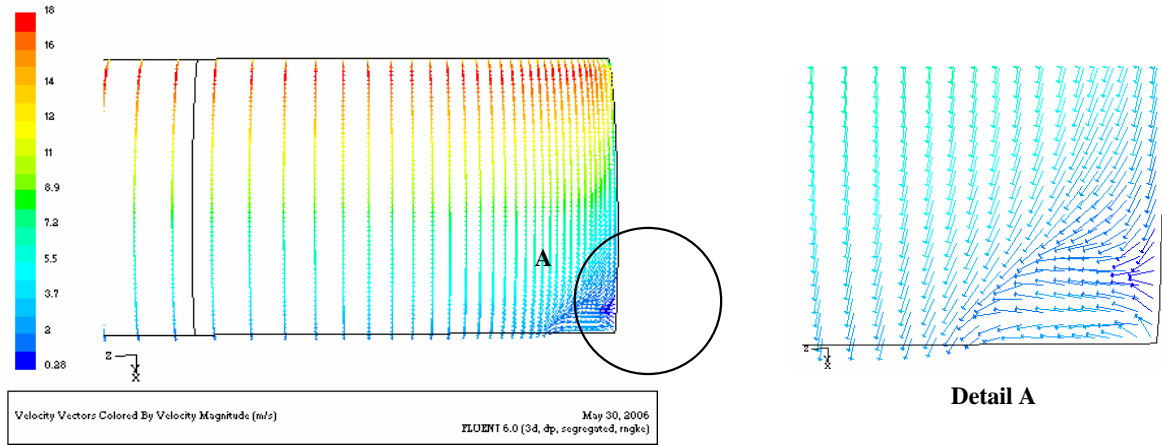
pada zona *upper side* dan daerah tekanan tinggi pada zona *lower side* lebih ke belakang, sebagaimana ditunjukkan oleh kontur *isobar* untuk kedua kaskade pada Gambar 11.

Perubahan pola distribusi tekanan dekat *endwall* di sekitar kontur sudu yang lebih lengkung menyebabkan potensi perbedaan tekanan statis yang lebih besar antara zona *lower side* dan zona *upper side* bagian belakang, hal inilah yang mendorong penguatan intensitas *cross passage flow* pada bagian belakang *blade passage* dan *curl flow* pada *trailing edge* sudu. Tumbukan dengan intensitas yang lebih kuat antara dua komponen aliran ini terjadi di belakang *trailing edge* ditandai dengan arah tumbukan yang berhadapan lebih lurus dan lokasi terjadinya tumbukan yang lebih dekat terhadap *trailing edge*. Tumbukan dua komponen aliran dengan intensitas lebih kuat ini menimbulkan *spiral point* yang menyerap lebih banyak material aliran terseparasi, baik yang berasal dari komponen *horse shoe vortex* pada zona *upper side* maupun dari *backward saddle point*. Tampak pada Gambar 10 identitas *spiral point* dengan pusaran yang jauh lebih kuat dibanding yang tampak pada Gambar 4. Separasi aliran tiga dimensi untuk sudu yang lebih lengkung ini menimbulkan *corner wake* yang lebih luas dekat *endwall* pada zona belakang *upper side*, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 12.

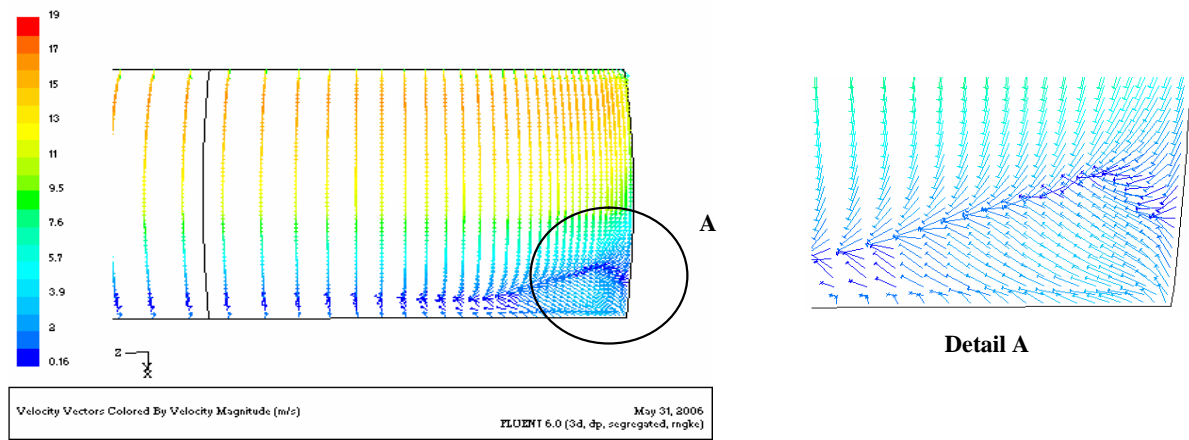
Blockage yang lebih kuat terhadap aliran primer oleh *corner wake* sebagai akibat separasi aliran tiga dimensi di belakang *trailing edge* menyebabkan kerugian tekanan total yang lebih besar. Kontur dari koefisien kerugian tekanan total (*isototal pressure loss coefficient*) untuk Cascade 9C7/42,5C50 yang digambarkan pada bidang keluaran kaskade Gambar 13 menunjukkan dengan jelas tingkat kerugian yang lebih besar pada *corner wake zone* dibandingkan Cascade 9C7/32,5C50 pada Gambar 9.



Gambar 11. Kontur *Isobar* pada *Endwall* (a) Cascade 9C7/32,5C50; (b) Cascade 9C7/42,5C50

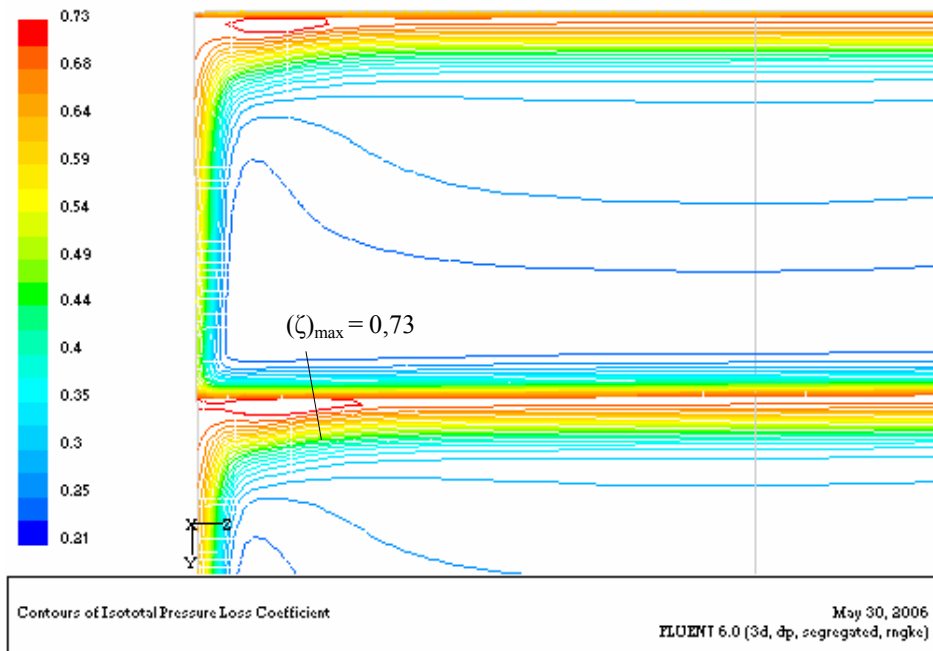


(a). Cascade 9C7/32,5C50



(b). Cascade 9C7/42,5C50

Gambar 12. Perbandingan Luasan *Corner Wake* Cascade 9C7/32,5C50 dengan 9C7/42,5C50



Gambar 13. *Iso Total Pressure Loss Coefficient* pada Bidang Keluaran Cascade 9C7/42,5C50

KESIMPULAN

Hasil penelitian terbukti mampu memvisualisasikan separasi aliran di dalam lorong sudu maupun di keluaran kaskade. Pada susunan konfigurasi kaskade, kelengkungan sudu pada sudut pembebanan yang tetap sangat berpengaruh terhadap formasi separasi aliran tiga dimensi (terbentuknya *horse shoe vortex*) di depan *leading edge* yang diawali dengan terbentuknya *forward saddle point*. Pada *Cascade 9C7/42,5C50* posisi *forward saddle point* lebih jauh di depan *leading edge* namun hampir segaris terhadap *chord line* sudu, sebaliknya untuk *Cascade 9C7/32,5C50*, posisi *forward saddle point* lebih dekat terhadap *leading edge* tetapi lebih jauh di bawah *chord line* sudu, akibatnya lintasan *three dimensional separation line* sepanjang zona *lower side* menjadi lebih menguncup mendekati *lower side*, sebaliknya tampak lintasan *three dimensional separation line* sepanjang zona *upper side* menjadi lebih membuka menjauhi kontur sudu. Bergesernya lokasi *saddle point* lebih ke atas untuk sudu yang lebih lengkung, juga berakibat bergesernya daerah tekanan rendah pada zona *upper side* dan daerah tekanan tinggi pada zona *lower side* lebih ke belakang. Perubahan pola distribusi tekanan dekat *endwall* di sekitar kontur sudu yang lebih lengkung menyebabkan potensi perbedaan tekanan statis yang lebih besar antara zona *lower side* dan zona *upper side* bagian belakang. Hal inilah yang mendorong penguatan intensitas *cross passage flow* pada bagian belakang *blade passage* dan *curl flow* pada *trailing edge* sudu. Penguatan intensitas aliran sekunder dekat *hub junction* tersebut pada akhirnya berakibat pada menguatnya penyumbatan aliran dan kerugian tekanan total.

DAFTAR PUSTAKA

1. Came, P.M & Marsh, H., 1974, "Secondary Flow in Cascade: Two Simple Derivations for the Components of Vortices", *Journal Mechanical Engineering Science*, Vol. 16, p.p 391-401.
2. Hah, C., 1986, "A Numerical Modeling of Endwall and Tip-Clearance Flow of an Isolated Compressor Rotor", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol 108, pp. 15-21.
3. Pouagare, M. & Delaney, R A., 1986, "Study of Three-Dimensional Viscous Flows in an Axial Compressor Cascade Including Tip Leakage Effect Using a SIMPLE Based Algorithm", *Trans ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol. 108, p.p 51-58.
4. Oguz, U. and Yi-Chih, C. et al., 2002, "Experimental Investigation of Unsteady Flow Field Within a Two-Stage Axial Turbomachine Using Particle Image Velocimetry", *Journal of Turbomachinery* Vol 124, pp. 542-552.
5. Storer, J.A., and Cumpsty, N.A., 1991, "Tip Leakage Flow in Axial Compressor", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, p.p 362-369
6. Kang, S., and Hirsch, C., 1993, "Experimental Study on the Three Dimensional Flow Within A Compressor Cascade With Tip Clearance : Part I – Velocity and Pressure Fields", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 115 pp.435-443.
7. Hubner, J. 1996, "Experimentelle und Theoretische Untersuchung der wesentlichen Einflussfaktoren Auf die Spalt-und Sekunder Stromung in Verdichtergitten", *Dissertation Universitat der Bundeswehr, Munchen*.
8. Mirmanto, H., 2006, "Separasi Aliran 3 Dimensi Dekat Dinding pada Kaskade Kompresor Aksial- Stagger Lemah – Tanpa Tip Clearance", *Disertasi Program Doktor Jurusan Teknik Sistem Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, ITS - Surabaya*.
9. Tobak, M. & Peak, D.J., 1982, "Topology of Three Dimensional Separated Flows", *Ann. Review Fluid Mechanics*, Ed 14, pp. 61-85.
10. Merati, P. & McMahont, H.M. et al, 1991, "Experimental Investigation of a Turbulent Flow in the Vicinity of an Appendage Mounted on a Flat Plate", *Journal of Fluid Engineering*, vol 113, pp. 635 – 642.
11. Ballio, F., and Franzetti, S., 1998, "A Survey Time-Averaged Characteristics of Laminer and Turbulent Horse shoe Vortices", *ASME Journal of Fluid Engineering*, vol. 120 (2), pp.233-242.
12. Shih, T.I and Lin, Y.L., 2003, "Controlling Secondary Flow Structure by Leading-Edge Airfoil Fillet and Inlet Swirl to Reduce Aerodynamics Loss and Surface Heat Transfer", *Journal of Turbomachinery*, Vol 125, pp. 58-56.