

STUDI ALIRAN SEKUNDER PADA KASKADE KOMPRESOR LINEAR, *STAGGER* LEMAH DAN TANPA *TIP CLEARANCE* MENGGUNAKAN *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS*

Heru Mirmanto¹⁾, Herman Sasongko¹⁾, dan IKAP Utama²⁾

¹⁾ Jurusan Teknik Mesin, FTI-ITS, Kampus ITS, Sukolilo, Surabaya

Email: herumir@telkom.net

²⁾ Jurusan Teknik Perkapalan, FTK-ITS, Kampus ITS, Sukolilo, Surabaya

Email: kutama@na.its.ac.id

ABSTRAK

Pada kompresor aksial, daerah *endwall* merupakan daerah dimana terjadi kenaikan *total losses* yang cukup besar. Pada daerah ini terjadi fenomena kompleks aliran tiga dimensi (3D) yang melibatkan interaksi antara lapisan batas sudu dengan lapisan batas *hub* atau *casing*. Interaksi ini akan mengakibatkan terjadinya vortisitas sekunder, yang akhirnya menjadi aliran sekunder. Terbentuknya aliran sekunder akan diikuti dengan penyumbatan aliran, perubahan sudut defleksi dan kontraksi aliran kearah *midspan*. Efek yang terbesar dari aliran sekunder ini adalah timbulnya kerugian sekunder. Berdasarkan pemikiran tersebut, dalam penelitian ini dilakukan kaji struktur medan aliran 3-D dekat dinding pada linear kaskade kompresor tanpa *tip clearance*. Penelitian dilakukan secara numerik, *Computational Fluid Dynamics* menggunakan paket program *FLUENT 6.0*, model *3d*, *dp*, *segregate*, *RNG k-ε turbulent*. Konfigurasi kaskade menggunakan airfoil *British 9C7/32,5C50* dengan sudut *stagger* 30° dan pembebanan ($\alpha = 14^\circ, 18^\circ, 22^\circ$). Hasil penelitian menunjukkan dengan meningkatnya sudut pembebanan pada kaskade menyebabkan *saddle point* bergerak ke arah *pressure side*, intensitas *cross passage flow* dan *curl flow* semakin kuat, sehingga penyumbatan aliran dan kerugian energi yang terjadi semakin besar.

Kata kunci: Kaskade kompresor, *saddle point*, *cross passage flow*, *curl flow*.

ABSTRACT

In an axial compressor, endwall region is a region with significant rise total losses. At this region, the complex phenomena of three dimensional flows (3D flow) happened which includes the interaction of blade boundary layer with casing-hub boundary layer. This interaction will cause secondary vortices that finally become secondary flow. The secondary flow formation will be followed by a blockage effect, a change in deflection angle and flow contraction to mid span. The worst effect of these secondary flow is secondary losses. Based on that idea, this study is performed to examine structure three dimensional (3-D) field flows near endwall at linear compressor cascade without tip clearance. The experiment conducted numerically, Computational Fluid Dynamics with software FLUENT 6.0, model 3d, dp, segregate, RNG k-ε turbulent. Cascade configuration using British airfoil 9C7/32,5C50 with stagger angle 30°, and blade loading ($\alpha = 14^\circ, 18^\circ, 22^\circ$). The research shows that with increasing blade loading on cascade causes saddle point movement to pressure side, intensity of cross passage flow and curl flow become stronger so blockage effect and energy losses occurring has a bigger value.

Keywords: Compressor cascade, saddle point, cross passage flow, curl flow, spiral point, separation line.

PENDAHULUAN

Pada kompresor aksial, aliran pada daerah interaksi antara sudu-hub pada rotor kompresor atau pada sudu-rumah pada stator kompresor, diketahui sebagai fenomena separasi aliran secara tiga dimensi yang sangat kompleks. Separasi ini disebabkan oleh interaksi antara 2 lapisan batas, yaitu antara lapisan batas dinding baik hub atau

rumah dengan lapisan batas sudu. Interaksi ini akan mengakibatkan terjadinya vortisitas sekunder yang akhirnya menjadi aliran sekunder. Aliran sekunder adalah suatu bentuk aliran yang didalamnya mengandung unsur aliran yang mempunyai arah ortogonal terhadap aliran utama. Fenomena ini pada kompresor aksial diketahui sebagai penyebab kerugian hidraulis yang paling besar [1].

Beberapa penelitian secara eksperimen [2, 3, 4], menyebutkan bahwa akibat yang ditimbulkan oleh terbentuknya aliran sekunder ini adalah: Efek penyumbatan, berkurangnya rasio tekanan serta kerugian sekunder. Melalui simulasi numerik, beberapa peneliti juga telah menyelidiki aliran pada kaskade kompresor [2, 5, 6]. Hampir semua peneliti memberikan informasi secara detail untuk aliran di hulu dengan prediksi karakteristik aliran yang mendekati hasil eksperimen. Namun prediksi separasi di hilir yang ditandai dengan terbentuknya *backward saddle point* dan *spiral point* sedikit dibahas dan hasilnya kurang sesuai dibanding hasil eksperimen.

Berdasarkan pemikiran tersebut di atas, tujuan penelitian ini dilakukan untuk memperoleh karakteristik aliran, khususnya visualisasi jejak aliran dan distribusi tekanan statis di dekat dinding. Penelitian ini dilakukan melalui simulasi numerik menggunakan *computational fluid dynamics* (CFD) dengan paket program FLUENT 6.0. Hal ini dilakukan karena pemodelan numerik CFD mampu memprediksi dan memberikan detail informasi penting terhadap fenomena medan aliran di lorong sudu [6], sehingga pemodelan ini dapat membantu memperjelas pola-pola aliran sekunder 3D yang terjadi dalam lorong sudu yang tidak mampu ditampilkan oleh eksperimen.

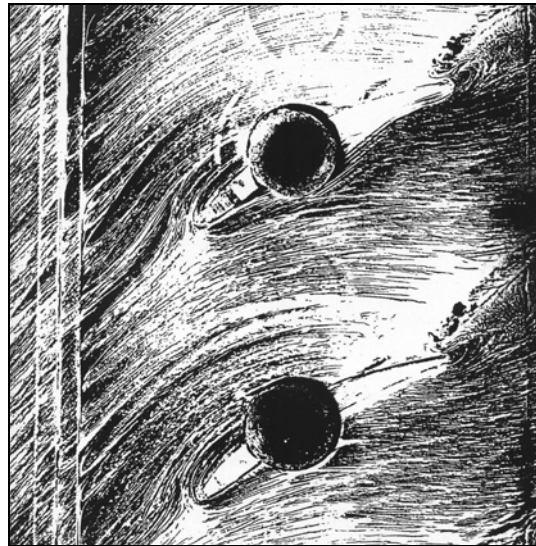
Aliran Sekunder Pada Kaskade Kompresor Tanpa Tip Clearance

Penelitian secara eksperimen terhadap aliran sekunder pada kaskade kompresor linear tanpa *tip-clearance* antara lain dipublikasikan oleh [4, 7], dan [2]. Pada penelitian tersebut dipilih sudut *stagger* lemah ($\lambda < 40^\circ$) dan *camber* yang besar. Pemilihan sudut ini menunjukkan suatu konfigurasi khas antara hub dengan pangkal sudu rotor pada kompresor aksial. Hal ini berbeda sekali bila dibandingkan dengan suatu konfigurasi antara rumah dengan pangkal sudu stator dimana menunjukkan *stagger* kuat ($\lambda > 40^\circ$) dan *camber* yang kecil.

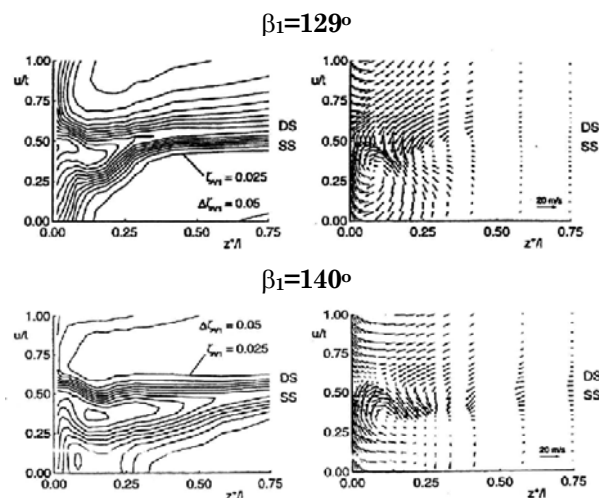
Penelitian yang sama juga dilakukan oleh [8] dan [3] dengan profil sudu British 9C7/32,5C50. Visualisasi jejak aliran di lorong sudu pada eksperimen ini dapat dilihat pada Gambar 1.

Pada Gambar 1 tampak *vortex* dekat dinding atau *cross passage vortex* yang berupa *shear stress flow*, mempunyai komponen vektor kecepatan terarah dari sisi tekan menuju ke sisi hisap dari dua sudu yang bersebelahan. Akibat perputaran aliran *vortex* ini maka fluida berenergi rendah dari lapisan batas dinding akan terarah ke sudut antara sisi hisap dan dinding kaskade dekat *trailing edge*. Pada sudut ini fluida pada lapisan batas tersebut akan terseparasi secara 3-D karena bertumbukan dengan *curl flow* yang terarah dari sisi tekan menuju ke sisi

hisap dari sudu itu sendiri. Separasi aliran di sudut itu akan menghancurkan aliran energi dekat dinding, sehingga aliran berkonsentrasi menjauhi dinding, dimana hal ini terdeteksi oleh kenaikan *Axial Velocity Ratio* (AVR) di tengah bentangan sudu. Fenomena hancurnya aliran energi dekat dinding sebelum stall 2D di tengah bentangan sudu dikenal sebagai *Corner Stall Theory* [9].



Gambar 1. Visualisasi Oil Flow pada $\beta_1 = 44^\circ$ [3]



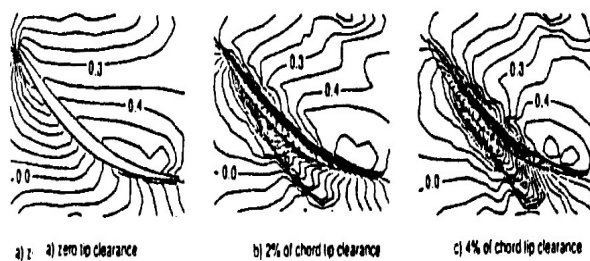
Gambar 2. Iso-total Pressure Loss Coefficient & Velocity Vector Di wake [2]

Pada Gambar 2 diperlihatkan hasil eksperimen [2] terhadap sudu berprofil NACA65K48. Tampak bahwa kerugian energi tekanan terbesar, yang ditunjukkan oleh *iso-total pressure loss coefficient*, terkonsentrasi pada sudut antara sisi hisap dan dinding kaskade dekat *trailing edge*. Apabila pembebanan semakin diperbesar ($\beta_1 = 140^\circ$), maka intensitas *vortex* sekunder yang terlihat pada keluaran kaskade semakin bertambah kuat, dengan demikian tumbukan yang terjadi lebih hebat. Hal ini

ditunjukkan oleh nilai *iso-total pressure loss coefficient* yang semakin besar dan menguasai daerah yang lebih luas di sudut itu.

Distribusi Tekanan Statis pada Dinding (Endwall)

Fluida selalu mengalir dari daerah yang berenergi tinggi ke daerah yang berenergi rendah. Ketika aliran dekat dinding (pengaruh lapisan batas dinding sangat dominan) dimana kecepatan relative di daerah itu mendekati nol (*low momentum*), maka distribusi tekanan statis akan memegang peranan penting untuk menganalisis medan aliran di daerah itu. Penelitian mengenai distribusi tekanan statis antara lain dilakukan oleh [4]. Penelitian tersebut dilakukan pada stagger $22,2^\circ$, sudut aliran masuk $\beta_1 = 45^\circ$, dengan *tip clearance* mulai dari 0%, 2%, hingga 4% dari *chord*. Hasil penelitian tersebut dapat dilihat pada Gambar 3. Khususnya pada 0% (tanpa *tip clearance*), terlihat bahwa palung tekanan rendah muncul pada sisi hisap di dekat *leading edge* dengan luasan yang sempit. Hal ini memperlihatkan bahwa eksperimen dilakukan pada pembebanan yang cukup besar, sehingga akibat perputaran geometri sudu, maka daerah tekanan minimum telah maju mendekati *leading edge*. Selanjutnya aliran fluida di daerah itu akan mengalami percepatan kemudian mendekati *trailing edge* aliran akan diperlambat.



Gambar 3. Distribusi Tekanan Statis pada Endwall [4]

Computational Fluid Dynamics (CFD)

CFD merupakan analisis suatu sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas, dan fenomena sejenis lain yang terkait, misalnya reaksi kimia dengan menggunakan simulasi komputer [10]. Pada saat ini CFD adalah salah satu cara yang sangat penting dalam mensimulasikan berbagai fenomena fisik yang sulit dilakukan dalam suatu eksperimen. Meskipun tidak akan menggantikan peran eksperimen namun kelebihan khusus dari teknik ini yaitu mempunyai resiko yang kecil, serta alokasi waktu dan biaya dapat dikurangi [11]. Bagi perancang pesawat, CFD saat ini merupakan teknologi yang utama bersama *wind tunnel* dan *flight testing*. [12].

Pemodelan CFD didasarkan pada penyelesaian persamaan Navier-Stokes, yaitu persamaan massa, momentum dan energi pada setiap titik pada grid dua atau tiga dimensi. Dapat atau tidak diterimanya hasil analisis CFD ditentukan oleh 3 faktor, yaitu: Konvergensi yaitu analisis kebenaran internal dimana tingkat kesalahan yang dirancang dipenuhi oleh model yang dikembangkan. Kedua adalah *studi grid independence*, yaitu untuk mengetahui efisiensi pemakaian grid, dan ketiga adalah verifikasi yaitu membandingkan hasil CFD dengan data lain yang ada sehingga secara realitas kebenaran dapat diterima [10].

Pouagare [6] telah melakukan pemodelan numerik untuk mempelajari medan aliran 3-D melalui kaskade linear. Pemodelan ini dilakukan dengan menggunakan suatu *numerical code* yang disebut IMPACT yang didasarkan pada suatu algorithm *Semi Implicit Pressure Linked Equation* (SIMPLE). $k-\varepsilon$ Turbulen model yang digunakan untuk memperoleh Eddy viscosity adalah:

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

Persamaan transport:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left[\frac{\nu_t}{\sigma_k} \right] \left[\frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \right) + P - \varepsilon + G_c$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left[\frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \right] \left[\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_1 P - C_2 t + G_c)$$

Faktor konstanta:

$$C_1 = 1,47 \quad C_2 = 1,92 \quad C_\mu = 0,09$$

$$\sigma_k = 1 \quad \sigma_\varepsilon = 1,3$$

Ada beberapa paket program CFD yang dapat digunakan untuk mensimulasikan aliran, namun kebanyakan terlalu sulit untuk membuat model geometri dan meshing. FLUENT 6.0 merupakan salah satu paket program yang mampu memodelkan aliran fluida dan perpindahan panas pada suatu geometri yang kompleks, selain itu Fluent 6.0 juga merupakan paket program komersial yang menyediakan berbagai macam aplikasi pada proses-proses di industri maupun bidang lingkungan. Kelebihan yang dimiliki FLUENT 6.0 antara lain: Lebih mudah dalam membuat model geometri, fleksibilitas mesh yaitu mampu menyelesaikan problem aliran dengan mesh yang tidak terstruktur dengan relatif lebih mudah, mampu memperbesar atau memperkecil grid berdasarkan persamaan aliran.

METODOLOGI PENELITIAN

Perangkat lunak CFD yang digunakan dalam penelitian numerik adalah program Fluent 6.0. Urutan penggunaan metode komputasi fluida adalah sebagai berikut:

1. Penyelesaian awal dipilih model tiga dimensi (3d,dp).

2. GRID

Mengimpor grid yang telah dibuat terlebih dahulu pada *software* Gambit. Adapun proses yang dilakukan dalam *software* Gambit adalah sebagai berikut:

a. Membuat model

Yaitu menggambar model berupa kaskade kompresor linear: Profil 9C7/32.5C50 dengan stagger 30° , tanpa *tip clearance*, dengan panjang *chord* = 120 mm, panjang bentangan = 300 mm, dan $s/l = 1$.

b. Menentukan solver: *Fluent 6.0*

c. Menentukan daerah analisis: Menentukan permukaan yang berhubungan (*link face meshes*) untuk permukaan periodik, menentukan bentuk continuum (fluid-udara), dan menentukan bentuk batas misal: *wall*, *velocity inlet*, *periodic*, *outflow* dll.

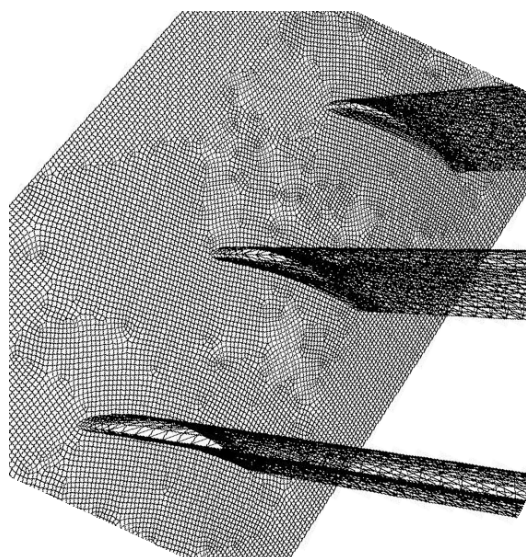
d. Membuat mesh elemen hingga : Berdasarkan pengalaman dan coba-coba Bentuk mesh yang mendekati hasil eksperimen adalah dipilih bentuk *meshing volume* Hex/wedge type Cooper.

3. MODELS

Jenis penyelesaian yang digunakan adalah *simplec* dan formula penyelesaiannya *segregated*. Model turbulen yang dipakai adalah k- ϵ RNG dengan harga C1-Epsilon = 1,42 dan C2-Epsilon = 1,68 serta Swirl factor = 0,07.

4. MATERIALS

Material yang digunakan adalah udara dengan *density* $1,225 \text{ kg/m}^3$ dan *viscosity* $1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$



Gambar 4. Grid dari Kaskade Kompresor Linear

5. OPERATING CONDITIONS

Merupakan perkiraan kondisi daerah operasi yang biasanya merupakan perkiraan tekanan pada daerah operasi, yakni sebesar 1 atm.

6. BOUNDARY CONDITIONS

Kondisi batas *inlet* adalah kecepatan sebesar 15 m/s ($Re_c = 6,5 \cdot 10^5$) dengan arah kecepatan masuk sesuai besarnya sudut datang aliran yakni $\beta_1 = 44^\circ, 48^\circ, 52^\circ$. Kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. Kondisi batas dinding ke arah bentangan adalah simetri dan ke arah *pitch* adalah periodik transversal.

7. SOLUTION

Adalah tahap penyelesaian masalah berupa proses iterasi hingga mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan, dalam penelitian ini harganya sebesar 10^{-5} .

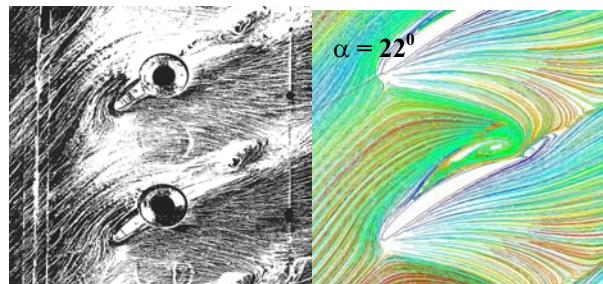
8. POSTPROCESSING

Merupakan tampilan hasil serta analisa terhadap hasil yang telah diperoleh. Penggunaan model numerik dapat menghasilkan kontur koefisien tekanan, *velocity vector*, *oil flow visualization*, dll.

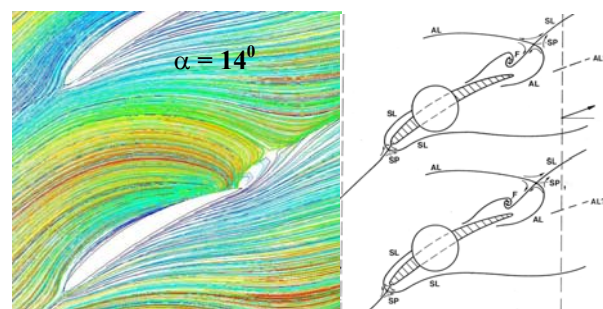
HASIL SIMULASI DAN PEMBAHASAN

Analisis Visualisasi Jejak Aliran (*Oil Flow*)

Pada Gambar 5 dapat dilihat perbandingan hasil eksperimen [3], dengan hasil simulasi pada sudut $\alpha = 22^\circ$. Secara kualitas visualisasi jejak aliran hasil simulasi numerik bila dibandingkan hasil eksperimen menunjukkan kesesuaian yang baik. Dengan demikian hasil simulasi dapat digunakan sebagai analisis dan prediksi medan aliran di dalam lorong sudu kompresor kaskade.

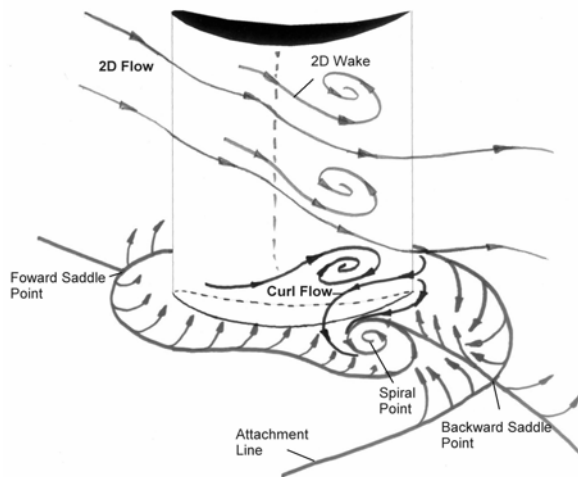


Gambar 5. Perbandingan Jejak Aliran Minyak Hasil Pemodelan dengan Hasil Eksperimen [3]



Gambar 6. Jejak Aliran Minyak Hasil Pemodelan dan Topologi Aliran pada Sudut $\alpha = 14^\circ$ [3]

Pada Gambar 6 dapat dilihat jejak aliran hasil simulasi pada sudut pembebanan $\alpha = 14^\circ$ beserta gambar topologi aliran dua dimensi hasil eksperimen [3]. Sedangkan Gambar 7 adalah gambar topologi aliran tiga dimensi. Gambar ini dibuat berdasarkan gambar visualisasi jejak aliran hasil pemodelan dengan tujuan untuk membantu mempermudah analisis aliran.



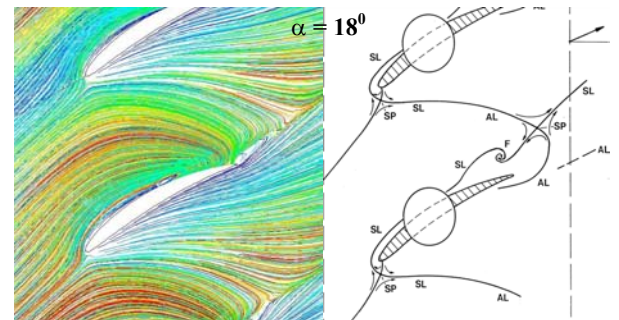
Gambar 7. Topologi aliran secara 3D

Analisis aliran pada pembebanan $\alpha = 14^\circ$ dapat dijelaskan sebagai berikut : Jauh di depan *leading edge* aliran mendatangi lorong sudu dengan sudut masuk $\beta_1 = 44^\circ$ terhadap arah aksial. Sebelum aliran memasuki lorong sudu (sedikit didepan *leading edge*), aliran ini terseparasi secara 3D. Hal ini ditandai dengan terbentuknya *Forward Saddle Point* (FSP) dengan 2 cabang garis separasi 3 dimensi (3D *separation lines*) atau SL. Separasi di depan *leading edge* ini juga sama seperti yang ditunjukkan oleh eksperimen [3]. Dua cabang garis separasi itu menandakan bahwa secara lokal disepanjang garis tersebut aliran terpisah dari dinding, dan diarahkan menjauhi dinding, membentuk lokal *separation vortex* disepanjang garis separasi tersebut. Fenomena terbentuknya FSP dengan 2 cabang garis separasi 3 dimensi dikenal sebagai *horseshoe vortex*. Dari percabangan FSP salah satu cabang 3D SL bergerak menyusuri sisi hisap bagian sudu itu sendiri ke arah *trailing edge* dan bermuara pada suatu *nodal* atau *spiral point* (SP) di dekat *trailing edge*. Sedangkan cabang yang lain bergerak ke sisi hisap sudu bawah (bersebelahan), selanjutnya menuju bagian hilir dengan arah sejajar arah aksial.

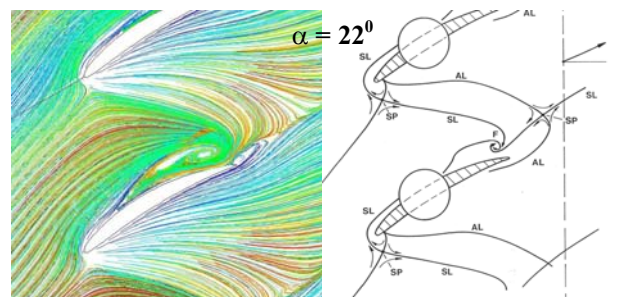
Sama halnya dengan eksperimen [2] dan [3] pada pembebanan rendah, goresan *shear stress* di lorong sudu secara umum berasal dari 2 aliran. Pertama berasal dari salah satu cabang 3D SL yang bergerak menuju sudu bawah, sedangkan yang lain berasal dari *attachment line* (AL) dari hulu. Hal ini

menunjukkan terjadinya *cross passage flow* yaitu aliran yang terarah dari bagian sisi tekan sudu atas ke bagian sisi hisap sudu bawah. Pada daerah dekat *trailing edge*, *cross passage flow* tersebut bertumbukan secara frontal dengan *curl flow* yaitu aliran yang berasal dari sisi tekan menuju sisi hisap sudu itu sendiri (sudu bawah). Tumbukan ini mengakibatkan aliran dekat dinding terseparasi secara 3D. Separasi yang terjadi di bagian belakang ditandai dengan terbentuknya *backward saddle point* (BSP) dengan 2 cabang 3D SL. Daerah separasi aliran 3-D terkonsentrasi di sudut antara dinding dan sisi hisap dekat *trailing edge*, dimana hal ini ditunjukkan oleh [2] dengan nilai *iso-pressure loss coefficient* yang lebih besar dibanding daerah lain.

Salah satu SL yang berasal dari percabangan BSP, bergabung bersama-sama cabang SL yang berasal dari FSP. Kedua SL tersebut membentuk suatu konfigurasi vortex yang bermuara di *Spiral Point* (SP) dengan posisi pusat $\pm 75\%$ chord, selanjutnya aliran tersebut bergerak menjauhi dinding dengan sumbu tegak lurus tepat pada titik putaran. Sedangkan cabang SL yang lain, bergerak meninggalkan lorong sudu menuju hilir dengan lintasan hampir sejajar dengan garis *chord*.



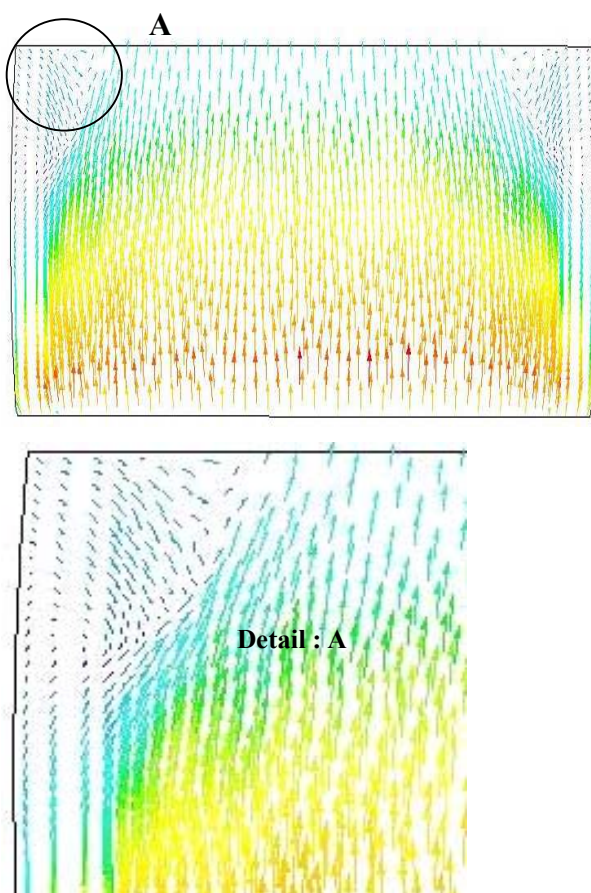
Gambar 8. OFV Hasil Pemodelan dan Topologi Aliran pada Sudut $\alpha = 18^\circ$ [9]



Gambar 9. OFV hasil pemodelan dan topologi aliran pada sudut $\alpha = 22^\circ$ [9]

Pada gambar 8 dan 9 dapat dilihat visualisasi jejak aliran bila pembebanan diperbesar 18° dan 22° . Sama seperti visualisasi jejak aliran eksperimen [3] melalui gambar topologinya. Semakin beban ditam-

bah terlihat bahwa posisi FSP sedikit agak menjauh dari *leading edge* dan lebih ke arah sisi tekan. Pada gambar pemodelan tampak garis *shear stress* dari *cross passage flow* dan *curl flow* mempunyai slope yang lebih lengkung, sehingga pada gambar 8 tampak di lorong sudu seolah-olah *cross passage flow* berasal dari salah satu cabang 3D SL yang bergerak menuju sudu bawah. Kelengkungan *shear stress line* ini menunjukkan intensitas *cross passage flow* yang semakin kuat. Hal ini disebabkan oleh perbedaan tekanan antara sisi tekan sudu atas dan sisi hisap sudu bawah semakin besar, sehingga aliran yang berenergi tinggi akan menuju ke daerah berenergi rendah. Untuk ini daerah energi rendah pada sisi hisap semakin bergerak maju ke arah *leading adge* seiring dengan besarnya pembebanan.

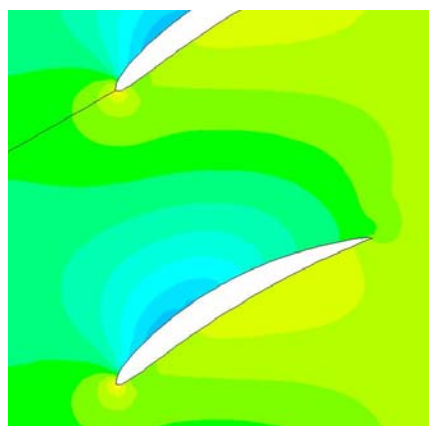


Gambar 10. Distribusi Vektor Kecepatan pada Permukaan Sudu atas Hasil Pemodelan ($\alpha = 18^\circ$)

Pada beban besar tampak hasil pemodelan memperlihatkan jarak antara BSP dengan SP sedikit lebih lebar. Begitu pula SP yang terjadi mempunyai diameter vortex lebih besar dengan posisi pusat semakin keatas. Hal ini menunjukkan bahwa intensitas vortex yang semakin kuat, sehingga separasi aliran di daerah itu menjadi semakin hebat. Dampak meningkatnya kekuatan separasi di daerah itu mengakibatkan penyumbatan

aliran serta kerugian energi dekat dinding semakin besar pula, hal ini ditandai dengan naiknya AVR di tengah bentangan sudu. Penyumbatan aliran yang lebih besar ini diperlihatkan oleh distribusi vektor kecepatan dekat dinding hasil pemodelan pada permukaan sudu atas (Gambar 10) yang menuju ke tengah bentangan sudu. Fenomena ini sesuai dengan besarnya kerugian energi yang diperlihatkan oleh eksperimen [2] dan [3] dengan semakin luasnya daerah *iso total pressure loss coefficient*.

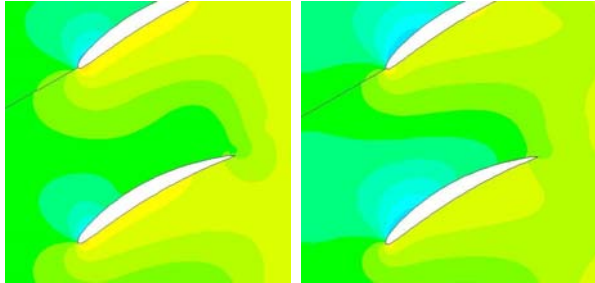
Analisis Distribusi Tekanan Aliran Dekat Dinding



Gambar 11. Distribusi Tekanan Statis Aliran Dekat Dinding Hasil Pemodelan ($\alpha = 14^\circ$)

Pada gambar 11 tampak bahwa daerah tekanan rendah terletak pada sisi hisap sudu, sedangkan daerah tekanan tinggi terletak pada sisi tekan sudu. Posisi titik stagnasi terletak tepat di depan *leading edge*. Hal ini sama seperti hasil eksperimen [2]. Analisis distribusi tekanan dapat dijelaskan sebagai berikut: Mula-mula fluida mengalir dari hulu menuju lorong sudu dengan sudut $\beta_1 = (\lambda + \alpha)$. Aliran yang menuju *leading edge* seolah-olah dipaksa melewati daerah tekanan tinggi (daerah stagnasi). Sehingga sedikit di depan *leading edge* fluida tersebut akan terseparasi menjadi dua aliran utama, yaitu aliran yang menuju sisi hisap dari sudu itu sendiri dan aliran yang menuju sisi hisap dari sudu yang bersebelahan. Aliran yang menuju sisi hisap sudu itu sendiri akan melewati daerah bertekanan rendah dilanjutkan ke daerah tekanan tinggi (diperlihatkan oleh perubahan warna isobar kontur) dan bermuara pada suatu *spiral point* (SP) di dekat *trailing edge*. Fenomena ini menunjukkan bahwa aliran akan dipercepat pada bagian depan sisi hisap selanjutnya mengalami perlambatan dan berpusar di *spiral point*. Sedangkan aliran yang menuju sudu bersebelahan (*cross passage flow*) diperlihatkan lengkung garis isobar dari daerah *leading edge* ke arah *trailing edge* di dalam lorong sudu. Perbedaan tekanan antara sisi tekan dan sisi hisap dari sudu itu sendiri juga akan menimbulkan *curl flow* yaitu aliran dari sisi tekan menuju sisi

hisap di dekat *trailing edge*. Adanya *cross passage flow* dan *curl flow* menyebabkan kedua aliran tersebut bertubukan secara frontal di daerah sudut sekitar sisi hisap dekat *trailing edge*. Akibat tubukan ini, aliran fluida akan terseparasi secara 3-D. Pada Gambar 11 separasi di daerah ini diperlihatkan adanya palung atau tonjolan garis isobar.



Gambar 12. Distribusi Tekanan Statis Aliran Dekat Dinding Hasil Pemodelan pada ($\alpha = 18^\circ, 22^\circ$)

Apabila sudut pembebanan semakin diperbesar terlihat bahwa posisi titik stagnasi (tekanan maksimum) pada *leading edge* bergeser ke arah sisi tekan, demikian pula daerah tekanan rendah pada sisi hisap semakin bergeser ke arah *leading edge* dengan luasan semakin menyempit. Pengaruh kenaikan pembebanan terhadap perubahan distribusi tekanan ini dapat dilihat pada Gambar 12. Pergeseran ini diikuti turunnya tekanan minimum dan naiknya tekanan maksimum, sehingga perbedaan tekanan yang terjadi antara sisi tekan dengan sisi hisap semakin besar. Kenaikan perbedaan tekanan ini akan lebih menguatkan intensitas *cross passage flow* dan *curl flow*. Menguatnya kedua vortex ini ditunjukkan oleh distribusi tekanan hasil pemodelan dengan garis isobar yang lebih lengkung di daerah sudut sekitar sisi hisap dekat *trailing edge* (Gambar 12). Dengan demikian tumbukan fluida berenergi rendah dekat dinding itu semakin hebat. Tumbukan ini menyebabkan semakin besarnya kerugian tekanan dan penyumbatan di daerah itu, hal ini ditandai dengan semakin luasnya daerah *iso total pressure loss coefficient* hingga mendekati $x/l = 0.5$ [2].

KESIMPULAN

- Ternyata secara kualitatif simulasi numerik menggunakan CFD melalui perangkat lunak Fluent 6.0 mampu memprediksikan visualisasi jejak aliran, distribusi tekanan, serta distribusi kecepatan pada aliran dekat dinding pada kaskade kompresor linear.
- Pada setiap pembebanan terjadinya separasi berawal dari FSP dengan posisi sedikit di depan *leading edge*.
- Separasi aliran 3D di hilir ditandai oleh terbentuknya BSP, hal ini akan menghancurkan

aliran energi dekat dinding kaskade dan menyebabkan penyumbatan serta kerugian energi di lokasi itu lebih besar dari daerah lain.

- Semakin beban ditambah, FSP semakin menuju ke sisi hisap dan menjauhi *nose*, tekanan minimum pada sisi hisap semakin ke depan, *cross passage flow* semakin tangensial dan intensitas *curl flow* menguat sehingga tumbukan semakin hebat dan daerah *losses* meluas.

DAFTAR PUSTAKA

1. Horlock, J.H., *Axial Flow Compressor*, Robert E. Krieger, Publishing Company, Huntington, New York, 1973.
2. Hubner, J., *Experimentelle und Theoretische Untersuchung der Wesentlichen Einflussfaktoren Auf die Spalt-und Sekunder Stromung in Verdichtergitten*, Dissertation Universitat der Brundeswehr, Munchen, 1996.
3. Sasongko, H., *Rand und Spaltstromungen in Stark gestaffelten Verdichtergitter aus Schwach gewolbten Profilen*, ZLR-Forschungsbericht 01, 1997.
4. Storer, J.A. and Cumpsty, N.A., "Tip Leakage Flow in Axial Compressors", *Trans ASME, Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, 1991, pp. 252-259.
5. Hah C., "Numerical Modelling of Endwall and Tip-Clearance Flow of an Isolated Compressor Rotor", *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol 108, 2006, pp. 15-21.
6. Pouagare, M & Delaney R A., "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, 1986, pp. 51-58.
7. Kang, S., *Investigation on Three Dimensional within a Compressor Cascade with and without Tip Clearance*, PhD Dissertation Vrije Universiteit Brussel, Belgium, 1993.
8. Sven Baumgarten, *Sekundar stromungsmessungen an einem schwach gestaffelten Verdichtergitter*, Diplomarbeitam Institut fur Stromungsmechanik der Technischen Universitat Braunschweig, Germany, 1993.
9. Stark, U. and Bross, S., *Endwall Boundary Layer Separation and Loss Mechanism in Two Compressor of Different Stagger Angle*, *agrad CP-571*, s.1-1/1-14, 1996.
10. Versteeg HK & Malalasekera W., *An Intoduction to Computational Fluid Dynamics The*

Finite Volume Method’, Longman Scientific. & Technical, England, 1995.

11. Utama I K A P & Murdijanto, *Analisis CFD Terhadap Perilaku Gerak Kapal Ketika Mendekati Dermaga*, Prosiding Seminar Nasional Pascasarjana IV-2004, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2004.
12. Anderson, J.D., *Computational Fluid Dynamics*, the basic with applications, Mc Graw-Hill, Singapore, 1995.