

STUDI TOPOLOGI ALIRAN 3 DIMENSI PADA SUSUNAN KASKADE KOMPRESOR AKSIAL AKIBAT PENAMBAHAN *FORWARD FACING STEP TURBULENCE* GENERATOR

Jimmy¹⁾, Sutrisno²⁾

Program Studi Teknik Mesin Universitas Kristen Petra^{1,2)}

Jl. Siwalankerto 121-131, Surabaya 60236. Indonesia^{1,2)}

Phone: 0062-31-8439040, Fax: 0062-31-8417658^{1,2)}

E-mail : tjimmy244@gmail.com¹⁾, tengsutrisno@petra.ac.id²⁾

ABSTRAK

Kinerja kompresor seringkali tidak maksimal akibat kerugian hidrolis yang besar. Aliran sekunder merupakan faktor yang paling dominan sebagai penyebab kerugian hidrolis, sehingga dengan mereduksi aliran sekunder dapat meningkatkan kerja dari kompresor aksial. Aliran sekunder dapat direduksi dengan menggunakan *Forward Facing Step Turbulence* (FFST). Penelitian dilakukan dengan variasi *stagger* dan *angle of attack*. Dampak dari penambahan FFST adalah dapat mengurangi kerugian energi yang ditunjukkan oleh *pressure loss coefficient*. Pada *stagger* 30°, penambahan FFST mampu mereduksi kerugian energi paling maksimal pada *angle of attack* 8° sebesar 21.7%. Penambahan FFST pada *stagger* 60° mampu mereduksi kerugian energi tetapi tidak memberikan dampak yang signifikan. Menurut teori *wall stall* apabila *stagger* melebihi 50°, akan berdampak pada penyumbatan aliran yang besar, sehingga tidak memberikan perubahan yang signifikan pada *pressure loss coefficient*.

Kata kunci : Aliran sekunder, *forward facing step turbulence generator*, *wall stall*, *pressure loss coefficient*.

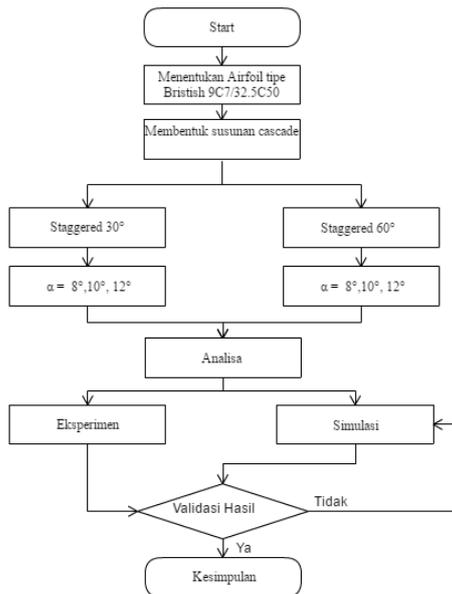
1. Pendahuluan

Pada jaman sekarang semua hal dituntut untuk serba cepat, demikian pula dalam bidang transportasi. Penelitian dan pengembangan sering dilakukan pada bidang transportasi pesawat terbang. Pengembangan pada pesawat terbang dapat dilakukan pada banyak bidang, khususnya kompresor aksial. Kompresor aksial memiliki peranan penting, karena merupakan bagian dari penggerak utama dalam pesawat terbang. Menurut Horlock dan Lakshminarayana[1] kinerja kompresor seringkali tidak maksimal akibat kerugian hidrolis yang besar, 50% kerugian hidrolis pada kompresor aksial disebabkan oleh aliran sekunder, 30% kerugian akibat friksi, dan 20% kerugian akibat bentuk profil. Aliran sekunder merupakan faktor yang paling dominan sebagai penyebab kerugian hidrolis, sehingga dengan mereduksi aliran sekunder dapat meningkatkan kerja dari kompresor aksial. Pada *boundary layer* aliran yang lebih turbulen (*high turbulent intensity*) selalu dihasilkan momentum yang lebih *fuller*, sehingga lebih kuat momentumnya di daerah dekat permukaan bidang gesekan. Aliran dapat dipercepat menjadi turbulen dengan cara memasang turbulen generator. Turbulen generator memiliki berbagai macam tipe, tetapi yang akan digunakan adalah FFST (*Forward Facing Step Turbulence*). Penggunaan FFST menurut Sherry dkk [2] memiliki 2 *bubble separation*, sehingga fluktuasi kecepatan yang terjadi semakin hebat, akibat hal tersebut menyebabkan aliran semakin turbulen. Selain pada teori tersebut, terjadinya peristiwa *bubble*

separation berdampak terhadap semakin singkat proses transisi aliran. Penelitian ini juga didasari teori *wall stall* oleh Sasongko [3], yaitu penggunaan *stagger* melebihi 50° dapat berdampak pada penyumbatan aliran yang besar. Hasil penelitian yang telah dilakukan oleh Sutrisno dkk [4] menyatakan pada bodi tunggal 9c7/32.5c50 penambahan FFST dapat mereduksi aliran sekunder rata-rata 13.22%. Hasil tersebut memperkuat penelitian ini untuk mengaplikasikan FFST pada susunan kaskade kompresor aksial. Topologi aliran 3D antara bodi tunggal dan susunan kaskade memiliki fenomena yang berbeda, sehingga diperlukan evaluasi yang lebih detail terhadap aliran 3D pada susunan kaskade kompresor aksial. Pada penelitian ini akan ditampilkan topologi aliran, diantaranya fenomena *saddle point*. *Saddle point* menurut Tobak, M. dan Peake, D.J. [5] merupakan suatu titik pertemuan antara 2 *attachment line*, dan menghasilkan 2 *separation line*.

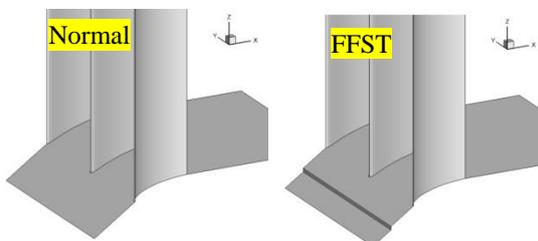
2. Metode Penelitian

Penelitian ini dilakukan dengan beberapa variasi *stagger* dan *angle of attack*, variasi tersebut dapat dilihat pada gambar 1. Metode yang digunakan untuk analisa dibagi menjadi 2 macam yaitu metode eksperimen dan metode simulasi.



Gambar 1 Flowchart penelitian

Pada tahap awal kita harus menentukan jenis airfoil yang akan digunakan. Pada penelitian ini akan digunakan airfoil tipe British 9c7/32.5C50. Proses selanjutnya adalah membentuk susunan kaskade kompresor axial. susunan kaskade dibentuk dalam 2 model, yaitu *stagger* 30° dan *stagger* 60°. Pada masing-masing susunan kaskade akan dilakukan percobaan dengan 3 variasi *angle of attack*. Susunan kaskade pada metode simulasi dipaparkan pada gambar 2.



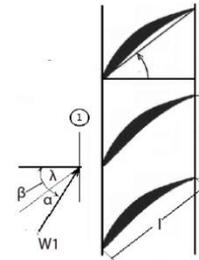
Gambar 2 Susunan kaskade pada metode simulasi

Analisa aliran secara detail pada kompresor aksial sangatlah sulit, sehingga dapat digunakan metode kaskade agar lebih sederhana. Proses pembentukan susunan kaskade pada metode eksperimen sedikit berbeda dengan metode simulasi. Pada metode eksperimen penyusunan model uji dipaparkan pada gambar 3. Proses ini perlu dilakukan karena terbatasnya ruang pada *windtunnel*, sehingga tidak dapat dilakukan penyusunan kaskade seperti pada metode simulasi.

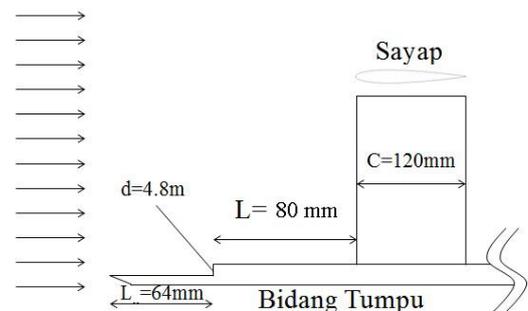


Gambar 3 Susunan kaskade pada metode eksperimen

Pada penelitian ini digunakan 2 macam *stagger*, yaitu *stagger* 30° dan *stagger* 60°. Pengaturan *stagger* dapat dilihat pada gambar 4, yaitu W sebagai arah aliran, λ sebagai *stagger angle*, dan α sebagai *angle of attack*.



Gambar 4 Pengaturan *stagger* metode simulasi
Sumber : Sasongko.H dan Mirmanto.H (2008)



Gambar 5 Dimensi FFST

2.1. Metode Eksperimen

Metode ini dilakukan dengan cara melakukan pengujian pada *windtunnel*. Hasil eksperimen ini bertujuan untuk mendapatkan informasi secara lengkap mengenai karakteristik aliran sekunder pada susunan kaskade, selain itu eksperimen ini juga bertujuan untuk membandingkan efek penggunaan *Forward Facing Step Turbulence* (FFST) pada susunan kaskade. Eksperimen ini dilakukan dengan beberapa variasi *Stagger* dan *angle of attack*.

Proses pertama dalam metode eksperimen adalah pemasangan perangkat model uji pada *windtunnel*. Kemudian dilakukan pengukuran antara Rpm dan kecepatan angin menggunakan *inclined manometer*. Data dari pengukuran tersebut dapat kita gunakan untuk menentukan rpm *windtunnel* untuk mendapatkan kecepatan angin yang diperlukan. Kecepatan angin yang sudah didapatkan digunakan untuk pengujian di *windtunnel* dengan metode *oil flow visualization* (OFV).

Data yang ditampilkan dari metode eksperimen ini berupa distribusi *shear stress lines*. Distribusi *shear stress lines* ditunjukkan oleh jejak aliran minyak *oil flow visualization* (OFV). Data-data dari eksperimen ini diperoleh dari percobaan pada *windtunnel* Laboratorium Jurusan Teknik Mesin U.K. Petra.

2.2. Metode Simulasi

Metode simulasi ini menggunakan CFD dengan aplikasi Gambit dan Fluent. Tahap simulasi numerik ini dibagi menjadi 3 bagian yaitu, *PRE PROCESSING*, *SOLVER*, dan *POST PROCESSING*. Pada proses persiapan (*Pre processing*) digunakan program *Geometry and Meshing Intelligent Tools* (GAMBIT) untuk proses pembuatan model, pembentukan meshing dan penentuan posisi kondisi batas. Pada tahap *pre processing* yang paling sulit dilakukan adalah proses pembuatan *meshing*. *Meshing* yang baik dapat mempercepat waktu iterasi. Jumlah mesh yang terlalu banyak menyebabkan waktu iterasi menjadi semakin lama, namun hasil simulasi yang diperoleh belum tentu baik. Oleh karena itu kita harus melakukan proses meshing secara tepat, agar dapat mempersingkat waktu iterasi dan memperoleh hasil simulasi yang baik.

Pada proses penyelesaian (*Solver*) digunakan Ansys Fluent. Pada Fluent telah disediakan fasilitas pemilihan persamaan model *viscous*, kondisi batas, material, persamaan penyelesaian, hubungan persamaan dan kriteria konvergensi. Proses iterasi dinyatakan selesai apabila telah melewati batas kriteria konvergen. Pemilihan semua ini disesuaikan dengan referensi dan hasilnya divalidasi dengan hasil eksperimen terdahulu. Kemudian proses dilanjutkan dengan penelitian yang diinginkan menggunakan semua parameter yang telah ditentukan.

Pada proses display (*post processing*) hasil simulasi menggunakan TECPLOT 2010. Hal ini merupakan proses eksplorasi semua hasil numerik baik secara kualitatif maupun kuantitatif. Kajian kualitatif berupa *pathline* atau *streamline* aliran di daerah sekitar persimpangan (*junction*) bidang tumpu. Sedangkan kajian kuantitatif berupa kontur tekanan total, kecepatan dan intensitas turbulensi. Hal ini disebabkan program *ansys fluent* belum memiliki fasilitas untuk menampilkan *streamline aliran* secara manual, sehingga penelusuran topologi aliran sulit dilakukan. Sedangkan pada TECPLOT penelusuran *topology* aliran dapat dilakukan secara otomatis yang tidak ada pada fasilitas Ansys Fluent.

Parameter Fluent yang digunakan :

Velocity : 15 m/s

Scheme : Simplec

Gradient : Green-Gauss Cell Based

Pressure : Standard

Momentum : First Order Upwind

Batas Kriteria Konvergen : 10^{-4}

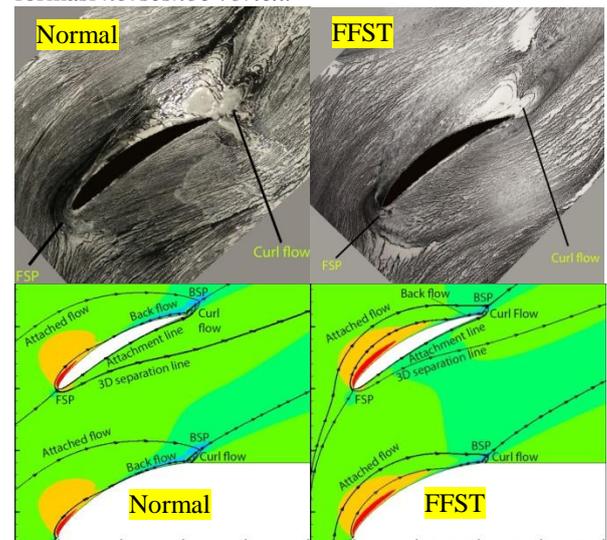
3. Hasil dan Pembahasan

3.1 Karakteristik aliran sekunder *stagger* 30°

Aplikasi FFST Pada Susunan Kaskade Kompresor Aksial *stagger* 30° ditunjukkan pada gambar 6. Pada gambar 6 diperlihatkan perbedaan hasil visualisasi jejak *skin friction* pada *angle of attack* (α) 12°, dihasilkan dari eksperimen pada lorong angin berupa *oil flow visualization*. Pada daerah interaksi tempat terjadinya aliran sekunder peningkatan

perbedaan tekanan menyebabkan terjadi *curl flow* semakin hebat, sehingga penyumbatan aliran semakin meningkat. Fenomena itu telah dipaparkan pada hasil eksperimen maupun simulasi terjadi *curlflow* semakin luas tanpa FFST. Namun ketika penambahan FFST pada bidang tumpu mampu mereduksi terjadi *curl flow* pada daerah *trailing edge*, walaupun *3D separation line* semakin menjauhi dan membuka terhadap kontur bodi.

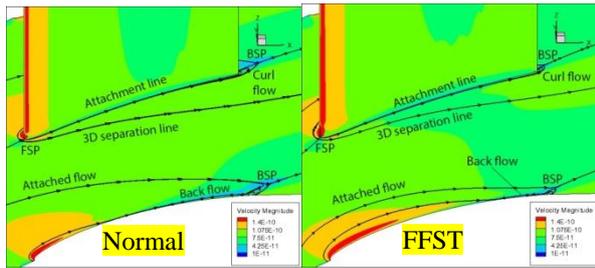
Penambahan FFST menyebabkan *3D separation line* lebih mampu *attached* sehingga hampir bertemu dengan *curl flow*. Sedangkan aliran tanpa FFST *3D separation line* terperangkap di dalam formasi *horseshoe vortex*.



Gambar 6 Perbandingan hasil visualisasi *Stagger* 30°, $\alpha = 12^\circ$

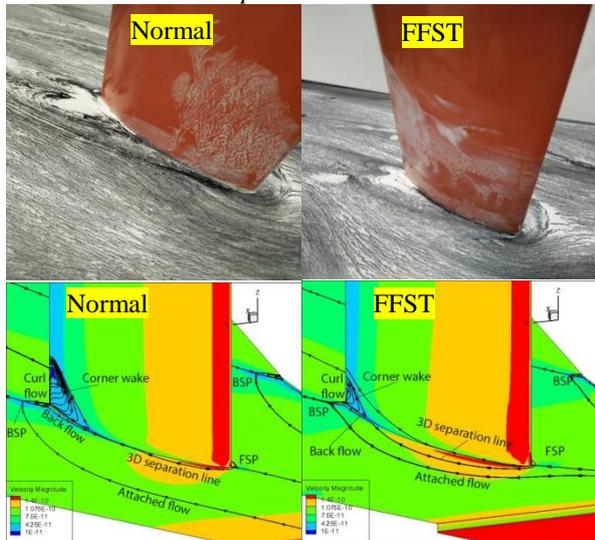
Karakteristik aliran 3D pada *Discharge Side stagger* 30° akibat penambahan FFST ditandai dengan peningkatan *Turbulent Kinetic Energi* (TKE) pada bagian *upstream* airfoil. Peningkatan TKE menyebabkan perpindahan *Forward Saddle Point* semakin menuju *lower side*, bergerak ke arah *downstream*. *Separation line lower side* semakin terdorong mengikuti pergerakan FSP. *3D separation line lower side* semakin membuka dan menjauhi kontur bodi sehingga ruang kosong di dalam formasi *horseshoe vortex* semakin luas

Penambahan FFST pada bidang tumpu berdampak pada perubahan posisi FSP bergeser menuju arah *discharge side*, disamping itu *attachment line* yang menuju *discharge side* daerah *trailing edge* mengalami perluasan kontur kecepatan maksimum. Hal ini berdampak pada intensitas *curl flow* pada *trailing edge* semakin mengecil.



Gambar 7 Perbandingan hasil pada *discharge side*, $Stagger\ 30^\circ, \alpha = 12^\circ$

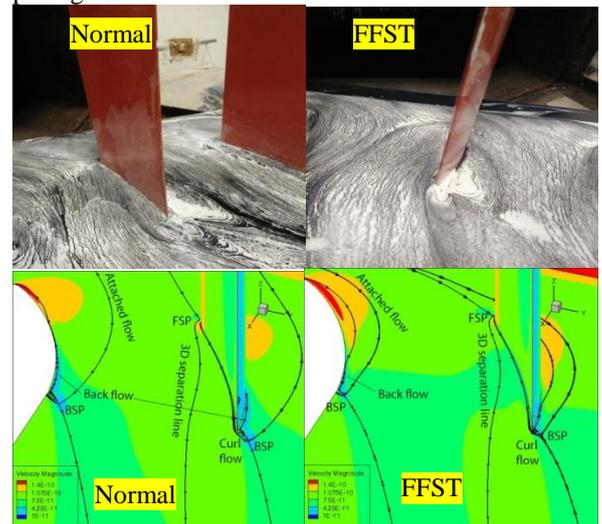
Karakteristik aliran 3D pada *suction side* $stagger\ 30^\circ$ dapat ditinjau dari bagian *nose body* airfoil. Dampak penambahan FFST pada daerah *nose body* adalah kontur kecepatan maksimum menjadi sempit, menyebabkan *3D separation line suction side* bergerak lebih terbuka. Selain itu, aliran berasal dari *end stagnation point* lebih kuat sehingga *attachment line discharge side* semakin berimpit dan mendekat pada bodi kontur. Menurut Sutrisno (2015), dampak penambahan FFST pada bodi tunggal berupa *3D separation line* lebih mampu *attach* kembali. *3D separation line* tersebut pada bergerak ke *downstream* dan bertemu dengan *curl flow* di *backward saddle point*. Pada susunan kaskade, momentum yang dihasilkan akibat penambahan FFST belum cukup kuat untuk membuat *3D separation line re-attach*.



Gambar 8 Perbandingan hasil pada *suction side*, $Stagger\ 30^\circ, \alpha = 12^\circ$

Dampak dari penambahan FFST pada susunan kaskade adalah memperkecil *curl flow*. Pada bidang tumpu tanpa FFST, *backward saddle point* merupakan titik pertemuan aliran *curl flow* dengan *attachment line* diluar formasi *horseshoe vortex*, sehingga terjadi *backflow* lebih besar dibandingkan dengan FFST. Hal ini disebabkan aliran separasi merupakan aliran momentum yang lemah dibandingkan *attachment line*. Pertemuan *back flow* dengan *attachment line* dari akhir stagnasi merupakan pemicu terjadinya separasi aliran di *Suction side*.

Pada daerah *downstream*, karakteristik aliran sekunder $stagger\ 30^\circ$ ditunjukkan oleh titik pertemuan 2 aliran separasi yang disebut *Backward Saddle Point*. *Backward Saddle Point* memiliki 2 aliran separasi. Satu separasi aliran bergerak menuju daerah *downstream* sehingga tidak berdampak terhadap kinerja sebuah bodi, sedangkan satu separasi aliran bergerak melawan aliran *free stream* yang disebut sebagai *back flow*. Fenomena *back flow* dapat dilihat pada gambar 9

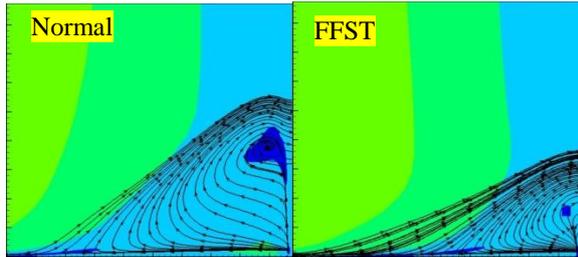


Gambar 9 Perbandingan hasil pada *downstream*, $Stagger\ 30^\circ, \alpha = 12^\circ$

Penambahan FFST berdampak pada *attachment line* dari *end stagnation point* memiliki momentum aliran lebih kuat bertemu dengan *backflow* menyebabkan separasi aliran di dekat bidang tumpu. Separasi aliran tersebut bergerak menjauhi bidang tumpu dan terperangkap di *corner trailing edge*. Aliran yang terperangkap tersebut disebut sebagai aliran *corner wake*. *Corner wake* merupakan penyebab terjadinya penyumbatan aliran, apabila *corner wake* menguasai bodi sayap menyebabkan terjadi *blade stall*.

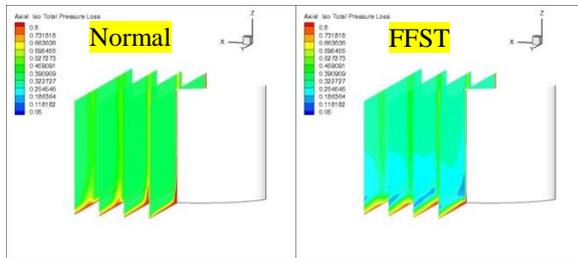
Penambahan FFST menyebabkan intensitas *back flow* mengalami reduksi yang signifikan, terbukti bahwa *separation line* bertemu dengan *curlflow* lebih lemah. *Backflow* yang tereduksi menyebabkan berkurangnya *corner wake*.

Penambahan FFST berdampak pada *attachment line* dari *end stagnation point* memiliki momentum aliran lebih kuat bertemu dengan *backflow* menyebabkan separasi aliran di dekat bidang tumpu. Separasi aliran tersebut bergerak menjauhi bidang tumpu dan terperangkap di *corner trailing edge*. Aliran yang terperangkap tersebut disebut sebagai aliran *corner wake*. *Corner wake* merupakan penyebab terjadinya penyumbatan aliran, apabila *corner wake* menguasai bodi sayap menyebabkan terjadi *blade stall*.



Gambar 10 Perbedaan *Blockage* di suction side , Stagger 30°, $\alpha = 12^\circ$

Pada gambar 10 dipaparkan *corner wake* yang terjadi pada kontur bodi bagian suction side. Horclock dan Lakshminaraya menyatakan bahwa *corner wake* pada bodi sayap menyebabkan terjadi *blockage* yang telah diketahui menyumbang 50% dari kerugian total hidrolis pada kompresor aksial.



Gambar 11 Perbandingan axial total pressure loss coefficient di downstream Stagger 30°, $\alpha = 12^\circ$

Reduksi energi yang terjadi di daerah downstream diperlihatkan oleh kontur axial total pressure loss coefficient pada gambar 11 dan tabel 1. Akibat terbentuk *corner wake* semakin kecil menyebabkan kerugian energi khusus di daerah *corner* semakin kecil. Hal ini diperlihatkan kontur iso total pressure loss coefficient maksimal dengan penambahan FFST semakin mengecil dibandingkan dengan tanpa FFST.

Tabel 1 Tabel Pressure Loss Coefficient Stagger 30°

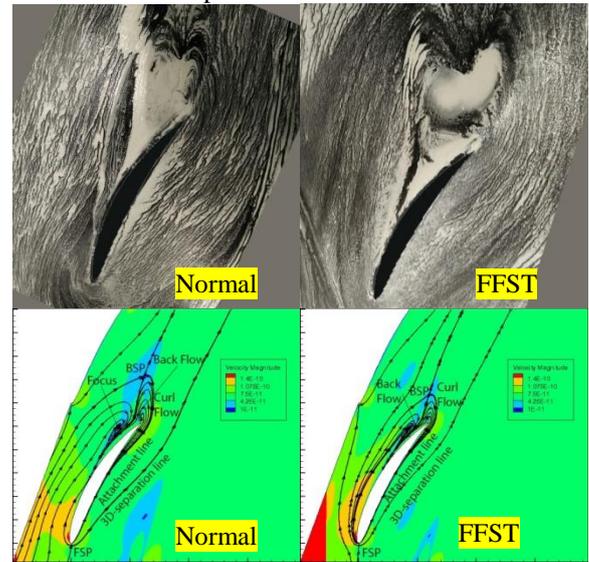
stagger	Iso pressure loss coefficient			
	Angle of Attack	Normal	FFST	%
30	8	0.588	0.46	21.769
	10	0.592	0.468	20.946
	12	0.601	0.49	18.469

Karakteristik aliran 3D akibat peningkatan α stagger 30° :

1. Forward saddle point (FSP) semakin menjauhi dari leading edge dan bergerak ke arah discharge side.
2. 3D separation line bergerak lebih membuka dan menjauhi kontur bodi.
3. Curl flow terjadi semakin kuat.
4. Corner wake lebih kuat.

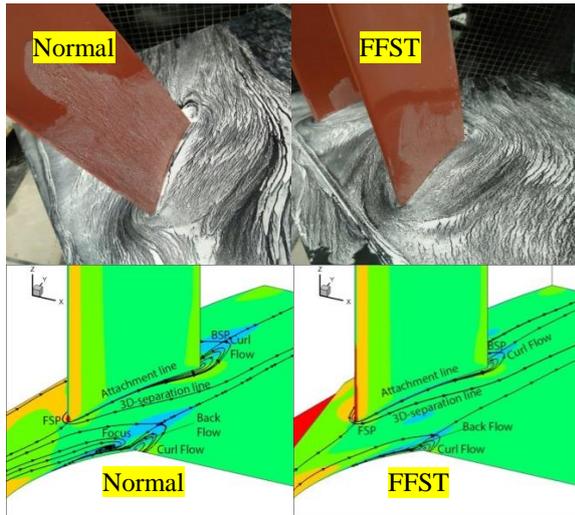
3.2. Karakteristik aliran sekunder stagger 60°

Pada gambar 12 diperlihatkan perbedaan hasil visualisasi jejak skin friction pada angle of attack $\alpha = 12^\circ$ stagger 60°, antara hasil eksperimen pada lorong angin berupa oil flow visualization dengan hasil simulasi. Pada daerah interaksi tempat terjadinya aliran sekunder peningkatan perbedaan tekanan menyebabkan terjadi curl flow semakin besar, sehingga penyumbatan aliran semakin meningkat. Fenomena itu telah dipaparkan pada hasil eksperimen maupun simulasi terjadi curlflow tanpa FFST semakin luas. Namun ketika penambahan FFST pada bidang tumpu mampu mereduksi terjadi curl flow pada daerah trailing edge, walaupun 3D separation line semakin menjauhi dan membuka terhadap kontur bodi.



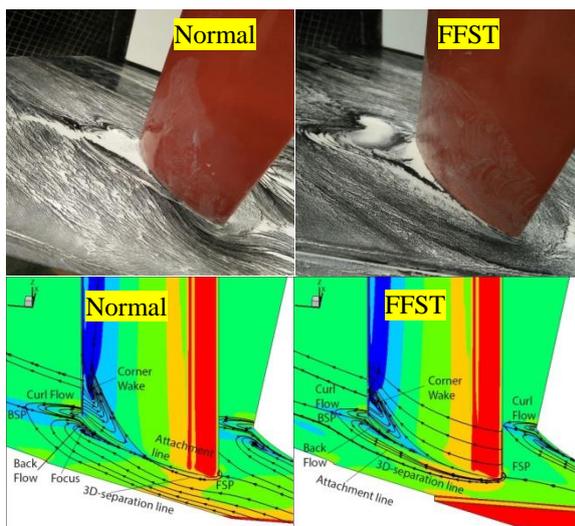
Gambar 12 Perbandingan hasil visualisasi kaskade stagger 60°, $\alpha = 12^\circ$

Karakteristik aliran 3D pada discharge side stagger 60° ditandai oleh, peningkatan TKE aliran yang berasal dari upstream melalui penambahan FFST menyebabkan 3D separation line lower side semakin membuka dan menjauhi kontur bodi sehingga ruang kosong di dalam formasi horseshoe vortex semakin luas. Pergerakan 3D separation line semakin mudah berinteraksi dengan aliran inviscid di luar boundary layer sehingga membesar dan melemah kemudian reattachment pada bidang tumpu di downstream. Curl flow merupakan aliran terjadi akibat perbedaan tekanan antara discharge side dan suction side pada daerah trailing edge, berasal dari attachment line end stagnation point di dalam formasi horseshoe vortex. Hal ini ditunjukkan secara jelas dengan analisa numerik melalui persamaan streamline aliran. Pada gambar 13 Hasil numerik sangat membantu menelusuri topologi aliran .



Gambar 13 Perbandingan hasil pada discharge side , stagger 60°, $\alpha=12^\circ$

Penambahan FFST pada kaskade stagger 60° membuat aliran dari end stagnation point lebih kuat sehingga attachment line discharge side semakin berimpit dan mendekati pada bodi kontur, selain itu attachment line mampu bertemu dengan curl flow dan membentuk backward saddle point. Karakteristik aliran 3D pada suction side stagger 60° dipaparkan pada gambar 14. Pada bidang tumpu tanpa FFST, backward saddle point merupakan titik pertemuan aliran curl flow dengan attachment line diluar formasi horseshoe vortex, sehingga terjadi backflow lebih besar dibandingkan dengan FFST. Hal ini disebabkan aliran separasi merupakan memiliki momentum aliran yang lemah dibandingkan attachment line. Pertemuan back flow dengan attachment line dari akhir stagnasi merupakan pemicu terjadinya separasi aliran di suction side.

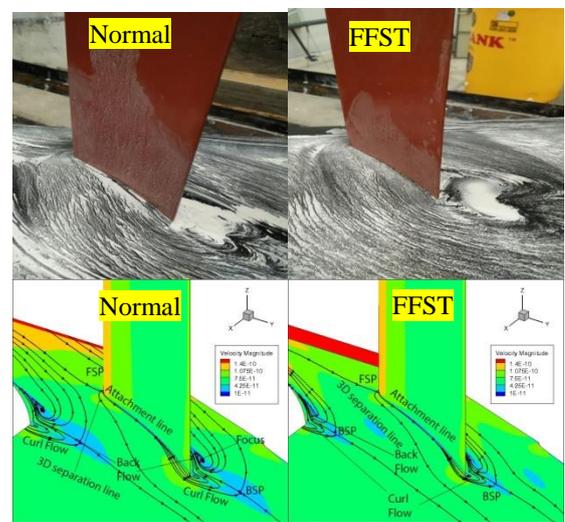


Gambar 14 Perbandingan hasil pada suction side , stagger 60°, $\alpha=12^\circ$

Karakteristik pada bagian downstream stagger 60° adalah terdapatnya Backward Saddle Point.

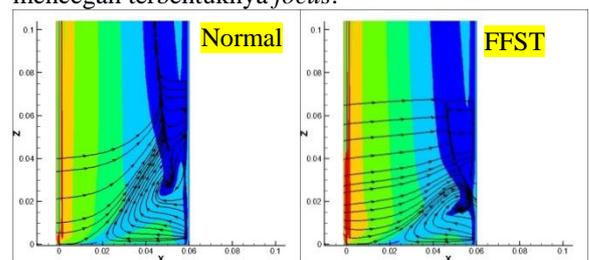
Backward Saddle Point merupakan suatu titik yang memiliki 2 aliran separasi. Satu separasi aliran bergerak menuju daerah downstream sehingga tidak berdampak terhadap kinerja sebuah bodi, sedangkan satu separasi aliran bergerak melawan aliran free stream yang disebut sebagai back flow.

Penambahan FFST menyebabkan attachment line yang menuju suction side memiliki momentum aliran lebih kuat. Attachment line yang kuat ketika bertemu dengan backflow dapat membuat separasi aliran tertunda, sehingga dapat memperkecil daerah separasi. Separasi aliran akan bergerak menjauhi bidang tumpu dan terperangkap di corner trailing edge. Aliran yang terperangkap tersebut disebut sebagai aliran corner wake. Corner wake merupakan penyebab terjadinya penyumbatan aliran.



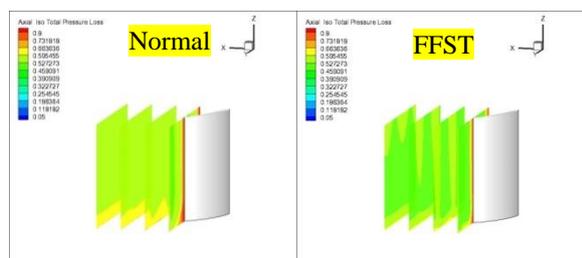
Gambar 15 Perbandingan hasil pada downstream, stagger 60°, $\alpha=12^\circ$

Pada daerah downstream juga terdapat focus. Focus terjadi akibat aliran di dalam formasi horseshoe vortex terperangkap sehingga berinteraksi terhadap peningkatan terjadinya corner wake. Klasifikasi focus menurut Tobak dan Peake menyatakan titik singular yang tidak memiliki garis tangensial kecepatan. Fenomena ini merupakan sejenis vortex yang terjadi akibat terperangkap aliran separasi oleh aliran inviscid yang jauh dari bidang tumpu. Penambahan FFST menyebabkan intensitas back flow mengalami reduksi, terbukti bahwa separation line bertemu dengan curlflow lebih lemah. Backflow yang tereduksi mencegah terbentuknya focus.



Gambar 16 Perbedaan Blockage di upperside body stagger 60°, $\alpha=12^\circ$.

Pada gambar 16 dan 17 dipaparkan *corner wake* yang terjadi pada kontur sayap pada *upper side* hasil eksperimen kemudian dipertegas dengan hasil numerik. Horclock dan Lakshminaraya[1] menyatakan bahwa *corner wake* pada bodi sayap menyebabkan terjadi *blockage* yang telah diketahui menyumbang 50% dari kerugian total hidrolis pada kompresor aksial.



Gambar 17 Perbedaan axial pressure loss coefficient stagger 60° , $\alpha=12^\circ$.

Penambahan FFST dapat mereduksi terjadinya *corner wake*. Dampak yang ditimbulkan oleh FFST adalah tereduksinya *curl flow* dan *back flow*. *Back flow* yang tereduksi membuat daerah separasi pada bagian *downstream* semakin kecil, sehingga *corner wake* yang terbentuk juga semakin kecil. Data *corner wake* ditunjukkan oleh data *iso pressure loss coefficient* pada tabel 2

Data *iso pressure loss coefficient* menunjukkan bahwa perubahan *angle of attack* tidak memberikan perubahan yang signifikan, hal ini sesuai dengan teori *wall stall*. Menurut Sasongko [3], penggunaan *stagger* yang melebihi sudut 50° dapat membuat aliran menjadi tersumbat, sehingga perubahan *angle of attack* tidak memberikan dampak pada *pressure loss coefficient* yang ada.

Tabel 2 Tabel Pressure Loss Coefficient Stager 60°
Iso pressure loss coefficient

<i>stagger</i>	<i>Angle of Attack</i>	Normal	FFST	%
60	8	0.848	0.809	4.599
	10	0.845	0.806	4.615
	12	0.843	0.799	5.219

4. Kesimpulan

Dari penelitian yang telah dilakukan, penambahan *Forward Facing Step Turbulence Generator* (FFST) dapat mempengaruhi topologi aliran 3D pada susunan kaskade kompresor aksial. Penelitian dilakukan pada 2 macam *stagger*, yaitu *Stagger 30°* dan *Stagger 60°* . Hasil karakteristik yang didapatkan adalah sebagai berikut :

Karakteristik *Stagger 30°* :

1. *3D separation line* lebih terbuka
2. *Attachment line* lebih kuat berdampak pada tereduksinya *curl flow*.
3. *Back flow* yang terbentuk lebih rendah

4. *Corner wake* mampu direduksi, sehingga kerugian energi dapat dikurangi.
5. Penambahan FFST paling efisien pada *angle of attack 12°* .

Karakteristik *Staggered 60°* :

1. *3D separation line* lebih terbuka
2. *Attachment line* lebih kuat berdampak pada tereduksinya *curl flow*.
3. *Back flow* yang terbentuk lebih rendah
4. *Attachment line* bertemu dengan *back flow*, dan membentuk BSP
5. *Corner wake* mampu direduksi, tetapi pada tidak berdampak pada *pressure loss coefficient*.

REFERENSI

- [1] Horlock, J.H., Lakshminarayana, B., (1987). Leakage and Secondary Flows in Compressor Cascades. Ministry of Technology Aeronautical Research Council Report and Memoranda No.3483.
- [2] Sherry, M. J., Jacono, D.L., Sheridan, J., (2009). Flow Separation Characterisation of a Forward Facing Step immersed in a Turbulent Boundary Layer, *Sixth International Symposium of Turbulence and Shear Flow Phenomena*, Seoul, Korea, 22-24 June.
- [3] Sasongko, H., (2001), "Separasi Aliran 3-D Dekat Rotor Hub Dan Dekat Stator Casing Axial Compressor", jurnal teknik mesin ITS, vol 1 no. 2
- [4] Sutrisno, Mirmanto, H., Sasongko, H., Noor, D.Z. (2015). Study Of The Secondary Flow Structures Caused The Addition Forward Facing Step Turbulence Generated, Horseshoe Vortex Between 9C7/32.5C50 Body and Endwall. *Advances and Applications in Fluid Mechanics*, Vol 18(1), 129-144.
- [5] Tobak, M., Peake, D.J., (1981). Topology of Two Separated and Three Dimensional Separated Flow. NACA Technical Report