

Studi Karakteristik Aliran Tiga Dimensi Dan Perpindahan Panas Pada *Cascade Airfoil* Dengan Pengaruh *Clearance*

Yusuf Wibisono, Gunawan Nugroho, Ridho Hantoro

Jurusan Teknik Fisika, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

e-mail:gunawanf31@gmail.com

Abstrak— Dalam dunia teknik khususnya mekanika fluida, aliran tiga dimensi merupakan hal yang sangat penting guna untuk mengetahui fenomena aliran dan perpindahan panas yang terjadi pada *bluffbody cascade* airfoil. *Error* atau *loses* yang terjadi pada *cascade* airfoil disebabkan oleh adanya aliran sekunder. *Error* atau *loses* tersebut menurut penelitian yang telah dilakukan dapat dikurang dengan aspek *clearance*. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk menganalisa karakteristik aliran tiga dimensi serta perpindahan panas akibat adanya perubahan jarak antara leading edge antara *cascade* dan sudut serang serta bentuk geometri. hasil dari simulasi divisualisasikan dalam bentuk *velocity* dan *pressure coefficient*. Pada *cascade* airfoil dengan sudut serang 20° terjadi fenomena pada dinding *clearance* yaitu *tip clearance flow* di mana ketika aliran udara melewati dinding akan mengalami *up stream* yang mengakibatkan arah aliran menuju ke atas, sedangkan pada dinding airfoil ditemukan aliran sekunder berupa *curl flow* yang akhirnya membentuk *spiral point* pada *trailing edge*. Perubahan sudut serang menjadi -20° membuat perbedaan tekanan antara *lower side* dan *upper side* semakin lemah, begitu juga *tip clearance flow* yang terjadi pada *wall clearance* mengalami perubahan arah menjadi *down stream* yang mengakibatkan arah aliran menuju kebawah. Perubahan sudut juga berpengaruh terhadap *pressure coefficient* pada *boundary layer* airfoil dan mengakibatkan *blockage effect* serta terjadinya *vortex* yang berbeda.

Kata Kunci—sudut serang, *adverse pressure gradient*, *cascade airfoil*, *tip clearance flow*, *boundary layer*, *blockage effect*, *vortex*.

I. PENDAHULUAN

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi yang pesat, mendorong manusia untuk menciptakan berbagai hal yang bertujuan untuk memudahkan dan memberi keuntungan lebih bagi manusia. Dalam bidang mekanika fluida misalnya, dimana dalam mendesain suatu konstruksi seperti pesawat terbang, cerobong asap, sistem perpipaan agar menghasilkan suatu nilai yang optimal dibutuhkan suatu cara yang berguna untuk mengetahui perilaku fluida[5].

Dalam dunia teknik khususnya bidang mekanika fluida, perhitungan mengenai suatu aliran yang melalui sebuah saluran sering dilakukan, misalkan saja memprediksi karakteristik aliran dan perpindahan panas yang terjadi pada aliran yang melintasi suatu saluran[5]. Dalam beberapa aplikasi dunia teknik, *bluff body* ditempatkan dalam saluran dengan berbagai pengaturan, misalkan saja penempatan sebuah silinder dengan diameter kecil sebagai pengontrol aliran sebelum melewati *bluff body* utama, hal tersebut biasanya dilakukan untuk mengurangi/mereduksi gaya yang diakibatkan fluida pada *bluff body* utama[7].

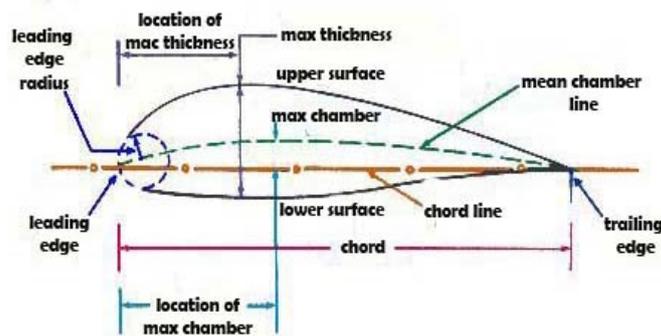
Bluff body pada Tugas Akhir ini adalah *cascade* (dua buah airfoil yang sejajar). Telah ada standard-standard dalam memilih desain *airfoil* yaitu standard *NACA* di mana setiap desain memiliki ketebalan dan *chord* yang berbeda. Pada Tugas Akhir ini penulis memilih desain airfoil *NACA 6510* dan *NACA 6520* sebagai *cascade*. Penulis menggunakan airfoil standard *NACA 6510* dan *NACA 6520* dikarenakan pada aerofoil ini memiliki karakteristik error yang paling sedikit dari desain aerofoil yang lain dan memiliki sifat *viscous* yang mudah dilewati oleh fluida dan kemudahan pembuatan serta memiliki gaya *drag* yang sangat minim dan gaya *lift* yang tinggi. Pada aliran *viscous* yang melintasi airfoil, dapat dijelaskan bahwa kecepatan aliran pada permukaan depan (*upstream*) airfoil mengalami akselerasi dari ujung depan (gradien tekanan menurun) disebut juga *favourable pressure gradient*. Kemudian kecepatan aliran semakin menurun (*deselari*) menuju belakang (*downstream*) airfoil, akibat gesekan dengan permukaan *airfoil*[2].

Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh variasi geometri airfoil, sudut serang, jarak antara leading edge dan perpindahan panas (*Energy equation*) pada *cascade* airfoil terhadap karakteristik aerodinamika yang meliputi aliran sekunder pada *leading edge* dan *trailing edge* berdasarkan CFD dan data-data eksperimen

II. DASAR TEORI

A. Airfoil

Airfoil adalah bentuk dari suatu sayap pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. Airfoil merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat, dengan kata lain airfoil merupakan bentuk sayap secara dua dimensi[4].



Gambar. 1. Terminologi airfoil

Dari gambar terminologi suatu *airfoil* diatas, dapat dijelaskan lebih rinci sebagai berikut:

1. *Leading edge*, merupakan bagian permukaan paling depan dari *airfoil*
2. *Trailing edge*, merupakan bagian permukaan paling belakang dari *airfoil*
3. *Mean chamber line*, merupakan garis pertengahan yang membagi antara permukaan bagian atas dan permukaan bagian bawah dari *airfoil*.
4. *Chord line*, merupakan garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*.
5. *Chord*, merupakan perpanjangan dari *chord line* mulai dari *leading edge* hingga *trailing edge*. Dengan kata lain, *chord* adalah karakteristik dimensi *longitudinal* dari suatu *airfoil*.
6. *Maximum chamber*, merupakan jarak antara *mean chamber line* dengan *chord line*. *Maximum chamber* membantu mendefinisikan bentuk dari *mean chamber line*.
7. *Maximum thickness*, merupakan ketebalan maksimum dari suatu *airfoil*, dan menunjukkan persentase dari *chord*. *Maximum thickness* membantu mendefinisikan bentuk dari *airfoil* dan juga performa dari *airfoil* tersebut.

Beberapa terminologi sudut yang penting :

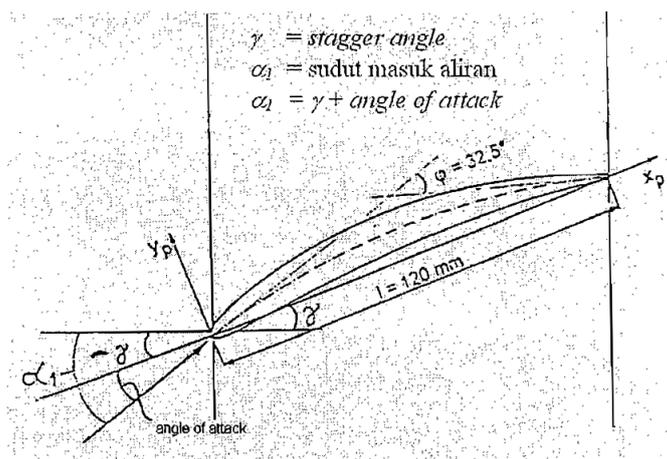
- Incidence (i) adalah perbedaan antara air inlet angle (sudut masuk aliran (α_1) dengan chamber line inlet angle (α_1') atau dapat ditulis, $i = \alpha_1 - \alpha_1'$
- Deviation (δ) adalah perbedaan antara air outlet angle (sudut keluar aliran) (α_2) dengan camber line outlet angle (α_2') atau dapat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

Bila diambil referensi terhadap *chord line*, maka didapat pengertian yang penting dari sudut aliran masuk serta hubungannya dengan *stagger angle* seperti ditampilkan dalam gambar 2.2

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

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

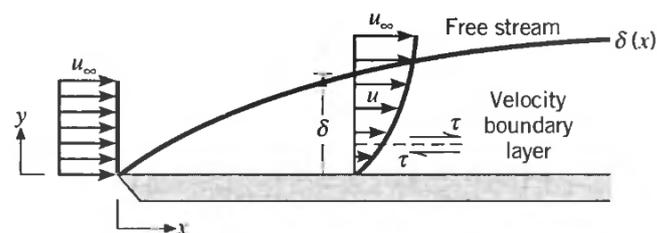
aliran fluida yang mengalir melalui permukaan *airfoil* dengan profil kecepatan *free stream* pada awalnya adalah uniform. Pada saat menumbuk *airfoil*, aliran akan terhenti pada titik stagnansi karena mengalami tekanan saat melewati *airfoil*. Kecepatan aliran akan mengalami percepatan saat melewati bagian *airfoil leading edge* hingga mencapai kecepatan maksimum pada titik tertentu. Kemudian aliran akan diperlambat saat melewati permukaan yang melengkung. Pada kondisi ini tekanan aliran akan semakin besar sehingga aliran tersebut akan mengalami *adverse pressure gradient*[1].



Gambar. 2. Hubungan antara angle of attack dengan stagger angle

B. Aliran Boundary Layer

Untuk memperkenalkan atau menjabarkan konsep dari *Boundary layer*, kita dapat membayangkan aliran yang mengalir di atas telapak tangan kita. Ketika partikel fluida melakukan kontak dengan permukaan, permukaan tangan kita tidak menganggap adanya kecepatan pada permukaan tangan kita atau dengan kata lain kecepatan partikel fluida tersebut adalah nol. Partikel tersebut kemudian bertindak untuk memperlambat gerakan partikel di lapisan aliran yang berdekatan, dan begitu seterusnya sampai, pada jarak $y = \text{permukaan } \delta$ dan kemudian efeknya menjadi terabaikan. ketika fluida bergerak menuju *trailing edge*, gerak fluida akan dikaitkan dengan bergesernya t dalam bidang yang sejajar dengan kecepatan fluida (Gambar). Dengan meningkatnya jarak y dari permukaan, kemudian meningkatnya kecepatan x , kecepatan u , maka nilai tersebut harus meningkat sampai mendekati nilai *free stream*. Subskrip digunakan untuk menunjuk kondisi aliran bebas di luar lapisan batas[6].

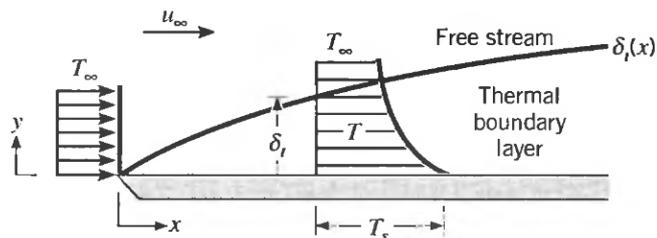


Gambar. 3. Boundary layer pada pelat datar (Dewitt, Lavine)

C. Thermal Boundary Layer

Seperti kecepatan fluida yang mengenai *boundary layer* yang berakibat bertambahnya kecepatan ketika ada aliran fluida di atas permukaan berbeda. menganggap aliran melalui pelat datar isothermal (Gambar). Terdapat profil temperatur yang sama. Dengan $T(y) = T_s$, Namun, Partikel fluida yang bersentuhan dengan pelat mencapai kesetimbangan termal pada suhu permukaan pelat itu. pada gilirannya, pertukaran partikel antar energi ini akan terjadi dengan mereka yang berada di lapisan fluida terdekatnya, dan gradien suhu akan mengalami kenaikan dalam aliran fluida yang mengalir. Wilayah fluida di mana temperatur gradien adalah lapisan batas termal, dan ketebalannya δ , biasanya didefinisikan sebagai nilai y rasio. Dengan meningkatnya jarak dari leading

edge, efek perpindahan panas menembus lebih jauh ke dalam aliran bebas dan lapisan batas termal[8].



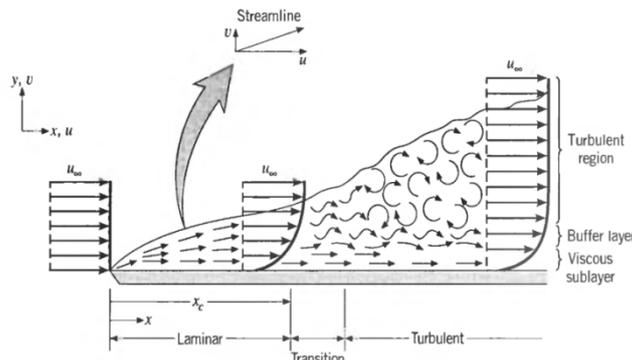
Gambar. 4. Thermal Boundary Layer pada isothermal pelat datar (Lavine et al)

D. Aliran Laminar dan Turbulen pada Boundary Layer

Terbentuknya *Boundary Layer* pada pelat datar dapat diilustrasikan pada (gambar 2.5) dalam banyak kasus, aliran laminar dan kondisi aliran turbulen akan terjadi, dengan bagian laminar sebelum bagian bergolak. untuk kondisi baik, gerakan fluida ditandai dengan faktor kecepatan dalam arah x dan y . Gerakan fluida yang terjadi pada permukaan jauh akan menunjukkan karakteristik cairan di dekat dinding sebagai lapisan batas dalam arah x -. Angka menunjukkan bahwa ada perbedaan taham antara laminar dan kondisi aliran turbulen, seperti yang akan dijelaskan dalam paragraf berikut

Di lapisan aliran laminar, aliran fluida yang sangat teratur terjadi dan sangat mungkin untuk mengetahui arus sepanjang pergerakan partikel fluida tersebut. Dari bagian aliran laimar tersebut akan diketahui bahwa ketebalan lapisan dan gradien kecepatan pada $y = 0$, penurunan kecepatan dalam arah (peningkatan x). Dari fenomena tersebut, kita melihat bahwa tegangan permukaan dan pergeseran partikel fluida juga menurun dengan bersaam akan terjadi peningkatan kecepatan pada x . Perilaku yang sangat teratur terus sampai pada zona transisi tercapai, di mana konversi dari laminar ke turbulen terjadi. kondisi di dalam perubahan zona transisi akan berjalan lurus dengan faktor waktu, dnegan arus kadang-kadang menunjukkan perilaku laminar dan kadang-kadang menunjukkan karakteristik aliran turbulen.

Aliran dalam boundary layer secara penuh mengalami aliran turbulen adalah, pada umumnya sangat tidak teratur dan ditandai oleh gerak acak, aliran tiga dimensi yang relatif besar dalam skala partikel fluda. Pencampuran dalam lapisan batas membawa kecepatan tinggi fluda ke permukaan padat dan mentransfer pergerakan partikel fluida jauh ke dalam free stream. Banyak pencampuran aliran yang akan terjadi oleh aliran streamwise yang di sebut garis yang dihasilkan secara steady di dekat pelat datar, di mana mereka dengan cepat tumbuh. Studi analisis dan eksperimental terbaru menunjukkan bahwa struktur koheren ini dan lainnya dlaam aliran turbulen dapat melakukan perjalanan dalam gelombang dengan kecepatan yang bisa melebihi, berinteraksi, dengan kondisi unsteady yang menjadi ciri aliran turbulen[3].

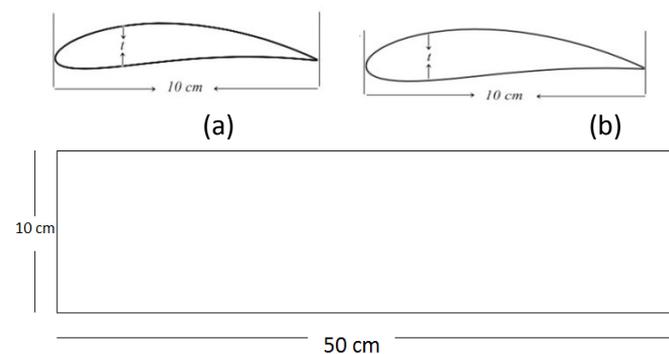


Gambar. 5. Fenomena alira Boundary Layer pada Pelat datar (Lavine et al)

III. PERANCANGAN DAN IMPLEMENTASI

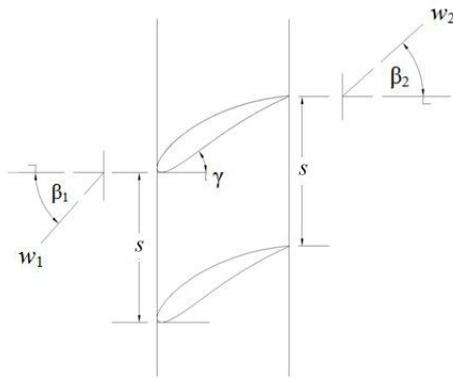
A. Geometri airfoil

Penelitian ini menggunakan airfoil standar NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Tipe airfoil yang digunakan adalah 6510 dan 6520. Airfoil NACA 6510 dan NACA 6520 memiliki perbedaan pada ketebalan airfoil dimana ketebalan NACA 6510 10% dari ketebalan airfoil dan NACA 6520 20% dari ketebalan airfoil. Variasi ketebalan airfoil bertujuan untuk mengetahui pengaruh ketebalan airfoil terhadap karakteristik aliran. Ketebalan airfoil yang semakin besar diduga menyebabkan waktu terjadinya separasi aliran yang semakin cepat dan separation line yang terbentuk semakin jelas. Hal ini karena ketebalan airfoil yang besar menyebabkan efek source yang besar pada aliran. Sehingga *streamline* pada aliran datang lebih membuka dan menyebabkan *adverse pressure gradient* juga besar.



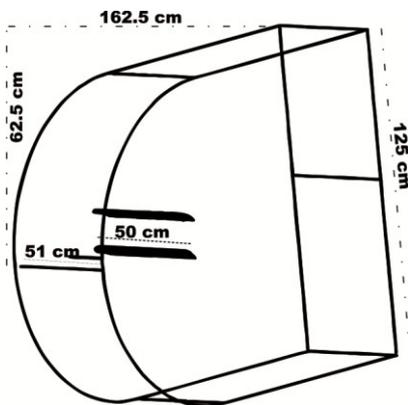
Gambar. 6. (a) Chord airfoil 6510 (b) Chord airfoil 6520 (c) airfoil tampak atas

Desain airfoil yang digunakan Gambar 6 memiliki ukuran panjang *chord* 10 cm dengan *span* 40 cm. Ketebalan dari Airfoil NACA 6510 adalah 1,5 cm sedangkan NACA 6520 memiliki ketebalan 2 cm. Pada penelitian ini airfoil akan disusun secara kaskade, dimana terdiri dari dua buah airfoil. Konfigurasi dari airfoil kaskade dapat dilihat pada Gambar 7 di bawah ini.



Gambar. 7. Konfigurasi airfoil kaskade

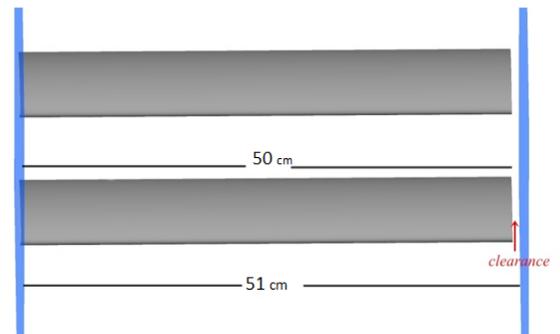
Jarak antar airfoil (s) yang diberikan adalah 10 cm atau senilai satu *chord*. Diharapkan dengan jarak yang tidak terlalu besar akan terjadi interaksi antar airfoil. β_1 adalah sudut masukan sedangkan β_2 merupakan sudut keluaran. Sudut *stagger* γ adalah 30° .



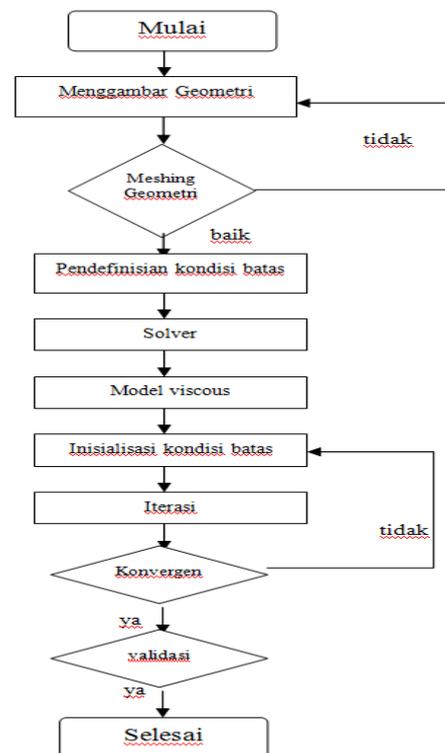
Gambar. 8. Dimensi ruang uji airfoil

Geometri dari ruang uji dijelaskan pada Gambar 8 di atas. Ukuran ruang uji pada pemodelan ini adalah panjang (x) sebesar 70 cm, lebar (y) sebesar 41 cm, dan tinggi (z) bagian depan 70 cm. Bentuk geometri dari ruang uji ini serupa dengan ruang uji pada *wind tunnel*. Posisi airfoil yang akan disimulasikan ditempatkan tepat di tengah ruang uji.

Pada simulasi ini nantinya menggunakan *clearance*, yakni pemberian jarak antar dinding dengan *tip* airfoil. Ukuran *clearance* yang digunakan adalah 1 cm. Pemberian *clearance* untuk mengetahui fenomena *tip clearance flow* berdasarkan perbandingan ukuran *clearance* dengan ketebalan maksimum airfoil. Pada Gambar 9 ditunjukkan posisi *clearance* secara dua dimensi.



Gambar. 9. Clearance pada kaskade airfoil



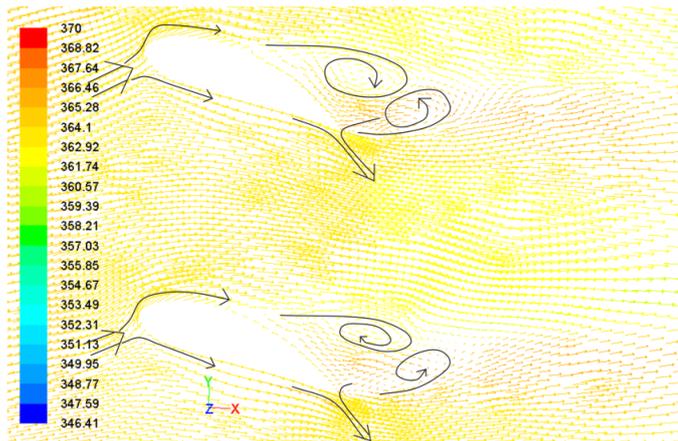
Gambar .10. Flowchart alur penelitian

Alur penelitian ini dimulai dari pemodelan kascade dengan bentuk tiga dimensi (3D) sesuai dengan spesifikasi desain *NACA 6510* dan *NACA 6520*. jumlah pemodelan kascade disesuaikan dengan variasi *thicknes* yaitu sebanyak dua buah model. Langkah selanjutnya yaitu pengukuran panjang span dan lebar *thicknes* di dalam suatu aliran. Hasil pengukuran digunakan sebagai variabel fisis pada simulasi *computational fluid dynamics (CFD)* dengan tipe mesh *Hex/wedge-Cooper*, model persamaan turbulensi *k-epsilon* standard dengan *standard wall functions* dan residual monitor sebesar 10^{-3} .

IV. PENGUJIAN SISTEM DAN ANALISA

A. Pengujian Software

Simulasi numerik airfoil kaskade *NACA 6520* dengan sudut serang -20° dan jarak antara leading edge 15 cm, Pada gambar di bawah ini ditampilkan visualisasi vektor kecepatan pada daerah *endwall* dari pemodelan cascade tersebut.

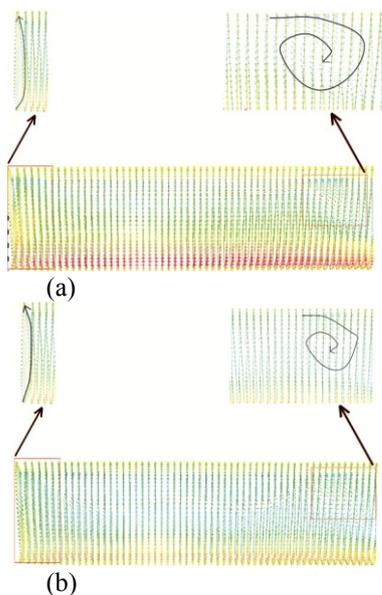


Velocity Vectors Colored By Static Temperature (k) ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, mgke) Jan 13, 2013

Gambar . 11. Perpindahan panas pada $\alpha=-20^\circ$, jarak antara leading edge 15cm

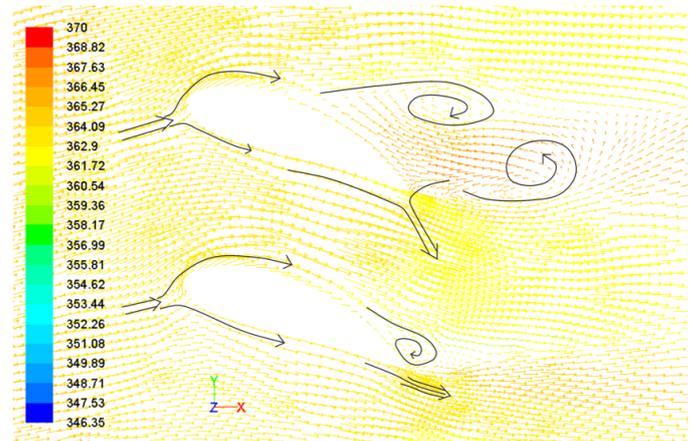
Pada daerah trailing edge terlihat jarak *backward saddle point* semakin menjauhi *trailing edge*. Kejadian ini diikuti dengan intensitas percabangan garis separasi tiga dimensi yang mengarah ke depan (*upper surface*) semakin kuat. Sehingga kondisi ini akan mendorong *Spiral point* semakin maju dan semakin mengembang serta *backward saddle point* semakin menjauhi *leading edge* dan lebih ke atas.

Luas daerah penyumbatan (*corner wake*) dipermukaan *upper side* terlihat sama / serasi antara sudu atas dan sudu bawah dibandingkan yang terjadi pada sudut serang -20° dengan jarak antara leading edge 7 cm. Pada sudut serang 20° dengan jarak antara leading edge 7 cm, *corner wake* terjadi pada sudu atas menguasai hampir 50 % *upper side* dibandingkan *corner wake* yang terjadi pada sudu bawah. Aliran pada daerah tersebut dipaksa berhenti dan berputar membentuk *vortex* dan sebagian didefleksikan menuju *midspan*.



Gambar. 12. Vektor kecepatan pada *upper side* $\alpha=20^\circ$ (a) Sudu bawah (b) Sudu atas

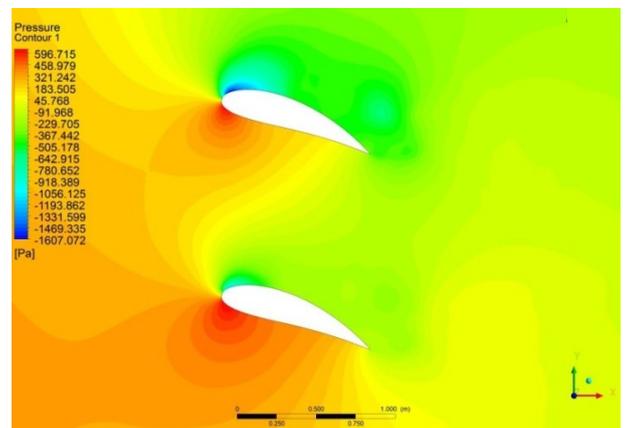
Bertambahnya sudut serang yang diberikan menyebabkan *tip clearance flow* terbentuk lebih dini. Terlihat pada Gambar 13, dapat diamati terjadinya *tip clearance flow* semakin maju menuju daerah *leading edge*. Pada kasus ini, terjadi tumbukan antara aliran dari cabang *forward saddle point* dengan *tip clearance vortex* yang menyebabkan melemahnya kecepatan aliran pada daerah diantara *trailing edge* kedua airfoil.



Velocity Vectors Colored By Static Temperature (k) ANSYS FLUENT 12.1 (3d, dp, pbns, mgke) Jan 13, 2013

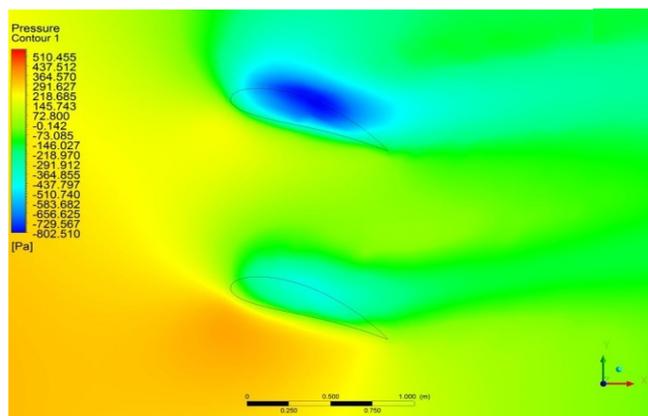
Gambar. 13. Perpindahan panas pada $\alpha=-20^\circ$, jarak antara leading edge 7 cm

Hasil simulasi kontur koefisien tekanan dengan sudut serang -20° dengan jarak antara leadin g edge 15cm.



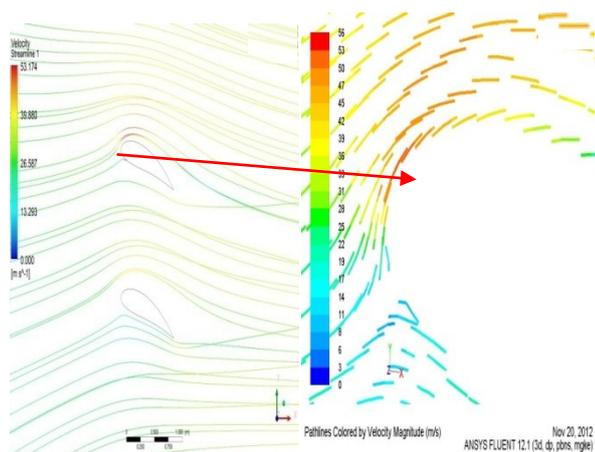
Gambar. 14. Kontur tekanan daerah $\alpha=-20^\circ$

Semakin besar sudut serang yang diberikan membuat nilai range tekanan semakin besar. selain itu juga menyebabkan posisi daerah tekanan maksimum bergeser mendekati *pressure side*. Nilai tekanan maksimum pada daerah tersebut sebesar 596.715 Pa. Sedangkan daerah tekanan minimum pada *suction side* bergeser mendekati *leading edge* yang ditandai dengan lingkaran warna biru di atas *leading edge*. Nilai tekanan minimum pada daerah tersebut sebesar -1607.072. Besarnya daerah tekanan minimum juga berkurang jika dibandingkan dengan airfoil kaskade dengan sudut serang -20° .



Gambar. 15. Kontur tekanan daerah $clearance \alpha = -20^\circ$

Pada Gambar 15 ditunjukkan kontur tekanan pada daerah *clearance*. Perbedaan tekanan antara *lower* dan *upper side* pada daerah *clearance* lebih besar jika dibandingkan dengan kasus sudut serang 12° . Pada daerah tip *clearance* aliran mengalami kehilangan tekanan yang besar saat memasuki daerah *clearance*, terlihat dari kontrasnya kontur tekanan yang awalnya berwarna oranye pada *pressure side* dan berubah menjadi hijau saat aliran terhisap melalui *clearance*.



V. KESIMPULAN

Dari hasil simulasi Cascade Airfoil dengan variasi *angle of attack*, jarak antara *leading edge* dan geometri airfoil dapat diambil kesimpulan antara lain::

1. Semakin Dekat jarak *leading edge* semakin besar pula *error* atau *losses* yang terjadi pada *mid span*
2. *Angle of attack* pada airfoil mempengaruhi *stream line* yang terjadi pada *endwall* dan *wall clearance*
3. *Geometri Airfoil* mempengaruhi terjadi *vortex* pada *trailing edge*.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] AA Adhi Suryawan. 2008. "Kontur Tekanan Dinamis Pada Permukaan Atur Sisi Keluaran Kaskade Kompresor Aksial Blade Tipis Simetris Dengan Sudut Serang Bervariasi" Teknik mesin Universitas Udayana
- [2] Anderson Jr. John D. 1984. "Fundamentals of Aerodynamics". McGraw-Hill

- [3] Bintoro. 2000. Pengaruh Blade Loading Terhadap Aliran Sekunder Pada Sudu Kaskade Stator Kompresor Profil British 9C7/32_5C50 Bertip-Clearance. *Proposal Tesis Jurusan Teknik Mesin FTI ITS*
- [4] Imaduddin, Fitriani. 2006. Perbandingan Model Turbulen pada Aliran Fluida Tiga Dimensi Melalui Airfoil/pelat datar. *Tugas Akhir Mahasiswa Teknik Fisika. ITS. Surabaya.* **Nugroho,**
- [5] Nugroho, Gunawan. 2005. Studi Numerik dan Eksperimental Aliran 3-D pada Kombinasi Airfoil/Pelat Datar dengan Variasi Permukaan Bawah dan Pengaruh Celah. *Jurnal Teknik Mesin Vol.7, No.2, Oktober 2005:43-56*
- [6] Nugroho, Gunawan . 2005. Studi Numerik dan Eksperimental pada Aliran 3-D Dimensi Melalui Kombinasi Around Airfoil/Pelat Datar dengan pengaruh *clearance* dan *angle of attack*", *GIGA jurnal. Vol.8, No.22, 2005:27-39*
- [7] Legendre, R. 1956. Separation de l'écoulement laminaire tridimensionnel. *Rech. Aerosp. 105: 3-9.*
- [8] Lighthill, M.J. 1963. Attachment and separation in three-dimensional flow. In *laminat boundary layers*, ed. L.Rosenhead II, 2.6 :72-82, oxford univ. press