

STUDI KARAKTERISTIK AIRFOIL NACA 2410 DAN NACA 0012 PADA BERBAGAI VARIASI ANGLE OF ATTACK

Sarjito

Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Surakarta
Jl. A. Yani Tromol Pos I Pabelan, Kartosura
email: sarjito_ums@yahoo.com

ABSTRAK

In the past, for making and investigating performance of airfoil should be conducted by trial and error, and often a lot of materials waste. Since every time, if we would like to change of the model, we have to produce new model first for doing next investigation. Beside that, for testing the airfoil should be physically done in the wind tunnel, it is not very easy to get information of pressure and velocity distribution accurately. Now adays, it can be done computationally, faster and cheaper by using both of open sources and commercial software. The aim of this research is to investigate the characteristics of airfoil performance. It covers the pressure distribution, velocity around the airfoil, and visualization of trajectories.

Comparison between symmetric airfoil NACA-0012 and asymmetric airfoil NACA-2410 performance will be explained, especially relationship between CL , CD versus a computationally. Experiment is preceded by making of symmetric airfoil model as well as asymmetric airfoil model by using design foil open source software, and then for adjusting angle of attach was assisted by the AutoCAD software, after that, meshing and solving process to be done in the Solid Work Cosmos Flow software 2007. Analysis covers distribution of pressure, velocity and trajectories simulation. The result of the research shows, that increasing of angle of attach will be followed by increasing of lift coefficient polynomially, other than coefficient lift is drag coefficient which proportional with angle of attach. However, it can be seen that NACA-0012 has the higher coefficient of lift and drag coefficient than NACA-2410. These patterns has also be compared with U.S Department of Transportation Federal Aviation document, apparently there has similar trend each others

Kata Kunci: *airfoil, NACA, simmetry, aerodinamics*

PENDAHULUAN

Airfoil atau seringkali dikenal dengan nama Aerofoil merupakan hal yang penting dipelajari dalam aerodinamika, oleh karena sebagian besar analisis akan berkisar di sekitar airfoil ini. Airfoil adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan mempro-

duksi gaya angkat (lift) lebih dari gaya hambatan (drag). Dahulu, untuk membuat dan menguji unjuk kerja airfoil harus dilakukan dengan sistim coba-coba, hal ini terjadi pemborosan karena setiap kali mengganti model harus memproduksi terlebih dahulu dan bekasnya tidak dapat dipakai lagi. Begitu pula untuk mengujinya harus dilaku-

kan didalam terowongan angin (*wind tunnel*) yang seringkali terdapat kesulitan untuk mengetahui distribusi tekanan dan kecepatan, bahkan untuk melakukan visualisasi, seringkali hasilnya kurang akurat.

Dengan kemajuan metode numerik memungkinkan semua ini dapat dilakukan dengan mudah, cepat dan murah, yaitu dengan perangkat lunak (*software*). Salah satu cabang ilmu terapan dalam bidang teknik yang sangat memerlukan perangkat lunak adalah bagaimana mensimulasikan perilaku aerodinamika baik merupakan aliran internal maupun eksternal, dalam kondisi tunak atau tak tunak.

Akhir-akhir ini banyak bisa ditemukan jenis *soft ware* yang dapat dipakai dalam mensimulasikan aliran eksternal maupun internal, misalnya *Fluent*, *ANSYS* dan *Solid Work Cosmos Flow*. Dalam penelitian ini telah dipilih suatu penyelesaian, kajian masalah karakteristik aerodinamika disekitar airfoil menggunakan *software solidwork cosmos flow 2007* dengan sampel airfoil simetri dan tidak simetri. Salah satu alasan pemakaian *software* ini adalah karena, baik pemodelan, proses *meshing*, *setting boundary condition*, *solving* dan *ploting* dapat dilakukan secara terintegrasi dengan satu *software* saja.

Namun, apakah hasil simulasinya bisa memberikan hasil sebagaimana grafik yang telah diterbitkan oleh *NACA* untuk berbagai jenis air foil masih perlu dilakukan pendalaman, khususnya hubungan koefisien lift (*Cl*) dan koefisien drag (*Cd*) terhadap sudut serang (α) atau angle of attach (*AOA*), sebab dibandingkan dengan *soft* sejenis pemilihan penyelesaian ini kurang detail. Walaupun demikian diharapkan kesalahan yang timbul tidak memberikan pengaruh yang sangat berarti.

TINJAUAN PUSTAKA

Beberapa eksperimen kadang-kadang kurang representatif, mengingat terbatasnya pengesetan sudut serang (α) sehingga hubungan *cd* dan α hanya nampak yang yang linier saja, sedangkan gambaran kondisi *Stall* tidak bisa terlihat (*Harahap, Y. ,2003*). Pada penelitian yang lain, dengan memanfaatkan *software SolidWork*

hubungan koefisien lift (*Cl*) dan koefisien drag (*Cd*) terhadap sudut serang (α) pada suatu airfoil simetri *NACA 0012* diperoleh hubungan polinomial (*Yusmanto A, 2008*).

Namun, apakah hal ini juga berlaku untuk airfoil yang tidak simetri, masih menjadi pertanyaan, maka dengan melakukan eksperimen lanjut akan diperoleh definisi karakteristik sebuah airfoil yang lebih akurat baik airfoil simetri maupun non simetri.

Suatu kesimpulan membuktikan bahwa, suatu lempeng sayap yang terbang di dekat permukaan *ground* akan mengalami perubahan gaya aerodinamika, yaitu gaya-angkat menjadi lebih besar dan gaya drag menjadi lebih kecil dibandingkan pada saat sayap terbang jauh dari *ground board*.

Kondisi paling sering dijumpai adalah pada suatu saat pesawat *take-off* dan *landing*, dimana pesawat mengalami fenomena di atas berada pada ketinggian dalam orde satu *chord* sayap. Dalam kondisi seperti itu fenomena aliran baik di permukaan sayap maupun pada *ground board* akan mengalami perubahan, terutama pada kondisi tersebut sayap dalam posisi terbang dengan gaya lift tinggi yang berhubungan erat misalnya dengan separasi aliran dan sebagainya. Efek dari *ground* tersebut akan berkurang dan menghilang dengan bertambahnya ketinggian sayap dari *ground* (*Casmara dan S. Wiriadidjaja, 2008*).

Gaya aerodinamika dapat dinyatakan sebagai akibat aliran udara pada suatu benda yang bersumber dari distribusi tekanan pada permukaan dan tegangan geser pada permukaan. Pada setiap titik mengalami perbedaan tekanan yang berbeda tergantung letak titik-titik tersebut. Perbedaan ini mengakibatkan terjadinya distribusi tekanan yang berbeda pada permukaan sehingga mengakibatkan timbulnya gaya, yang dinamakan gaya aerodinamis (*Soejono Tjitro, 1999*).

Daerah hidung atau *nose* dari airfoil berpengaruh terhadap kecepatan aliran udara melewati daerah tersebut. Untuk sudut serang positif, bagian atas dari daerah hidung airfoil menyebabkan bertambahnya akselerasi (*sharp*

acceleration), sebaliknya untuk bagian bawah dari hidung airfoil menyebabkan perlambatan (*deceleration*), yang dialami oleh aliran udara yang melewati daerah hidung airfoil. Sedangkan untuk sudut serang sama dengan nol di daerah hidung airfoil menyebabkan perlambatan yang seimbang (*moderate acceleration*), antara bagian bawah dengan bagian atas dari daerah hidung airfoil yang dialami oleh aliran udara yang melewati daerah tersebut (Yudiansah Harahap 2003).

Berawal dari uraian diatas, dalam laporan penelitian ini diuraikan hasil studi lebih lanjut mengenai perbedaan hubungan CL, CD terhadap dengan menggunakan alat bantu software SolidWork 2007 CosmosFlow, disamping itu juga dijelaskan mengenai distribusi tekanan dan kecepatan. Untuk validasi hasil, sebagai perbandingan telah diteliti perbedaan karakteristik antara airfoil NACA 0012 dan airfoil NACA 2410, pada berbagai sudut serang secara komputasional. Karena sejauh ini belum banyak tulisan yang menjelaskan tentang kelebihan dan kekurangan airfoil simetris dan tidak simetris, terutama menggunakan software SolidWork CosmosFlow. Secara eksplisit tujuan penelitian ini adalah difokuskan untuk melakukan study karakteristik distribusi tekanan dan kecepatan disekeliling airfoil, hubungan CL, CD dengan a pada airfoil tidak simetris (NACA-2410) dengan airfoil simetris (NACA-0012).

METODE PENELITIAN

Waktu dan Tempat

Proses penelitian dilakukan bulan Mei hingga September 2008, di laboratorium teknik mesin Universitas Muhammadiyah Surakarta, meliputi proses pemodelan, setting *boundary condition*, *solving* dan *ploting*. Analisis hasil dan kesimpulan telah melibatkan mitra, utamanya otoritas pengguna software Solid Work resmi di University of Derby United Kingdom.

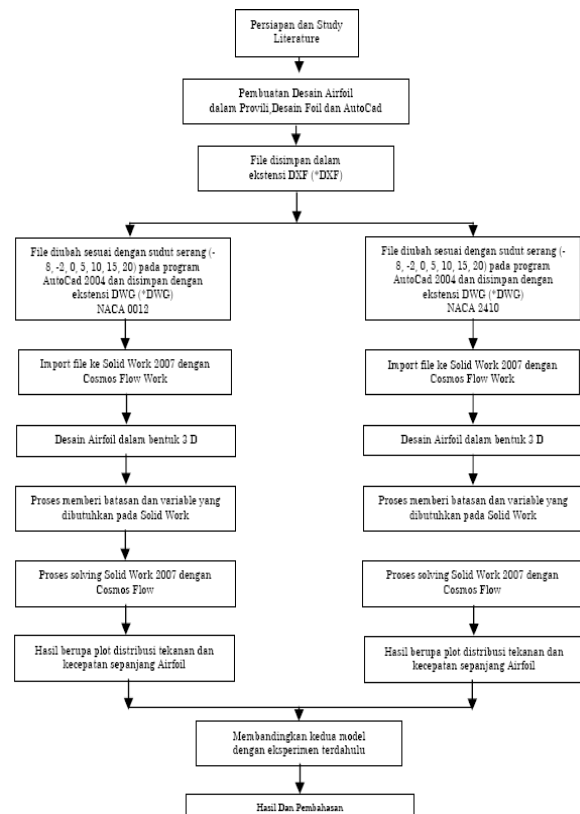
Bahan dan Alat

Bahan yang dipakai dalam penelitian ini terdiri dari 3 macam software dan hardware pelengkap. Dimana bahan yang dipakai dalam penelitian ini terdiri dari 2 macam yaitu software

dan hardware. Software dimaksud meliputi; software desain Foil, software Auto Cad dan software Solidwork, dan hardware yang dipakai adalah: Laptop dengan spesifikasi; ACER Inc. Dengan AcerSystem Intel(R) Pentium(R)M Processor 1.73GHz, 1.99 GB of RAM

Jalannya Penelitian

Diagram alir penelitian ditunjukkan pada gambar 1.

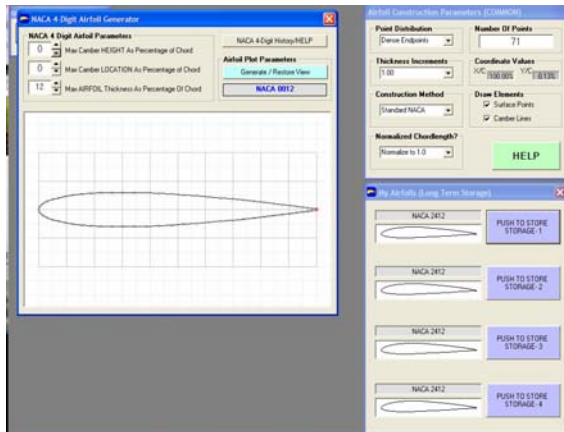


Gambar 1. Diagram Alir Jalannya Penelitian

Diagram alir diatas menjelaskan urutan penelitian yang mencakup rangkaian kegiatan sebagai berikut:

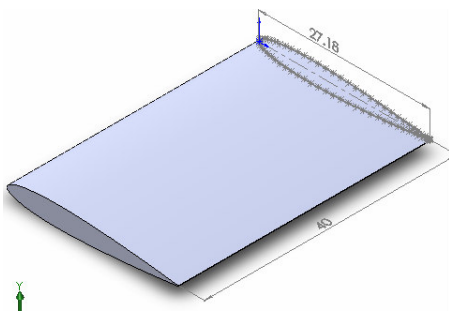
1. Pembuatan model dengan software desain foil
2. Pengubahan/setting sudut serang dilakukan dengan bantuan software AutoCad
3. Proses *setting boundary condition*, *solving* dan *ploter* dilakukan dengan software Solid Work 2007.

Bentuk dan dimensi airfoil dibuat dengan bantuan software Design Foil R6 Demo. Terdapat beberapa pilihan model sesuai dengan standar NACA seperti gambar 2.



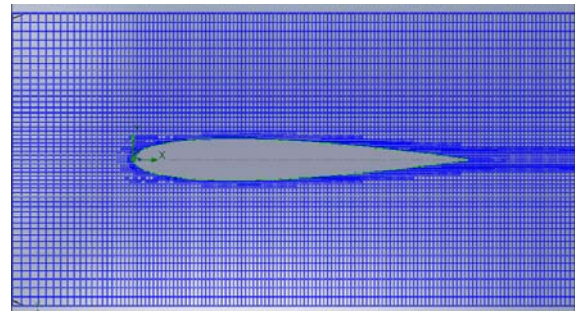
Gambar 2. Pemodelan Koordinat Airfoil NACA 0012 Menggunakan Software Design Foil R6 Demo

Setelah gambar model diperoleh, kita dapat mengekspornya ke SolidWork untuk dilakukan extruding sebagaimana diperlihatkan dalam gambar 3. dibawah.

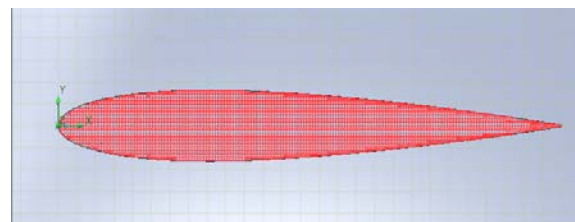


Gambar 3. Airfoil, Panjang 40 mm dan Chord 27,18 mm Diexport ke SolidWork

Hasil meshing baik computational domain maupun benda pejal ditunjukkan secara jelas, dalam contoh seperti ditunjukkan pada gambar 4 dan 5 berikut.



Gambar 4 Meshing Komputasional Domain



Gambar 5. Meshing Permukaan Pejal

Dari setting pembuatan model terlihat dalam proses ini bahwa jumlah mesh total sebanyak 8260 elemen, masing masing untuk fluida sebanyak 7124 elemen dan untuk specimen airfoil sebanyak 1136 elemen. Semakin banyak elemen yang dibuat akan semakin teliti dalam analisis, namun diperlukan waktu iterasi lama dan sebaliknya.

HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil analisis data

Analisis hasil ditampilkan dalam visualisasi contour plot warna dan garis arus. Untuk melihat efek dari berbagai sudut serang dalam penelitian ini, akan diuraikan secara diskriptif mulai dari sudut serang positif sampai sudut serang negatif. Adapun data kuantitatif akan ditampilkan dalam grafik dibagian akhir paper ini.

Sudut serang -8°

Pada airfoil NACA 0012 terlihat bahwa tekanan di ujung airfoil (*leading edge*) tidak sebesar pada airfoil NACA 2410. Pada kedua airfoil tersebut, NACA 0012 dengan NACA 2410 sama-sama terjadi Lift ke bawah tetapi

Lift pada NACA 2410 lebih besar dari pada NACA 0012 di tunjukkan oleh gradasi warna kuning dan coklat pada NACA 2410, sama-sama mengalami drag, tetapi lebih besar NACA 2410 daripada NACA 0012 di tunjukkan bahwa gradasi warna merah pada NACA 2410 lebih besar dari NACA 0012. (lihat gambar 6)

Sudut Serang -2⁰

Pada kedua NACA simmetris dan tak simmetris terlihat sama-sama mengalami *Lift* ke bawah, tetapi NACA 2410 Lift yang terjadi tidak sebesar NACA 0012 hal tersebut terlihat pada gradasi warna yang dimiliki oleh kedua NACA yaitu warna biru tua yang dimiliki NACA 0012 lebih luas dari pada NACA 2410. Gaya *drag* yang terjadi yaitu NACA 2410 lebih besar daripada NACA 0012 di tunjukkan oleh gradasi warna kuning yaitu NACA 2410 lebih besar dari pada NACA 0012, besaran masing-masing variable dapat dilihat pada bar satuan pada gambar (*legend*).

Sudut serang 0⁰

Pada gambar kedua NACA dibawah terlihat, NACA 2410 mengalami gaya *Lift* keatas dan Naca 0012 tidak mengalami gaya *Lift*. Dapat di tunjukkan oleh gradasi warna kedua NACA terlihat bahwa gradasi warna pada NACA 2410 warna biru tua di bagian atas *airfoil* lebih besar dari pada dibagian bawah *airfoil* yang berskala besar. Tetapi warna biru tua memiliki nilai skala yang paling kecil. Gaya *drag* yang terjadi NACA 2410 mengalami *drag* lebih besar daripada NACA 0012. Hal tersebut di tunjukkan dengan gradasi warna hijau yang lebih besar daripada NACA 0012. Pada bagian ekor (*trailing edge*) NACA 2410 memiliki tekanan lebih besar daripada NACA 0012. yang di tunjukkan oleh warna hijau

Sudut serang 5⁰

Dari kedua gambar di bawah, ditunjukkan bahwa NACA 0012 dengan NACA 2410 sama-sama mengalami *Lift* ke atas, tetapi *Lift* untuk NACA 2410 lebih besar dari pada NACA 0012. Hal tersebut di tunjukkan oleh

gradasi warna pada bagian atas *airfoil* NACA 2410 berwarna biru sedangkan pada bagian bawah berwarna hijau berdasarkan skala warna hijau lebih besar tekanannya daripada warna biru. Gaya *drag* yang terjadi pada NACA 0012 lebih besar daripada NACA 2410 ditunjukkan pada gradasi warna kuning yang lebih besar pada NACA 0012 dengan NACA 2410.

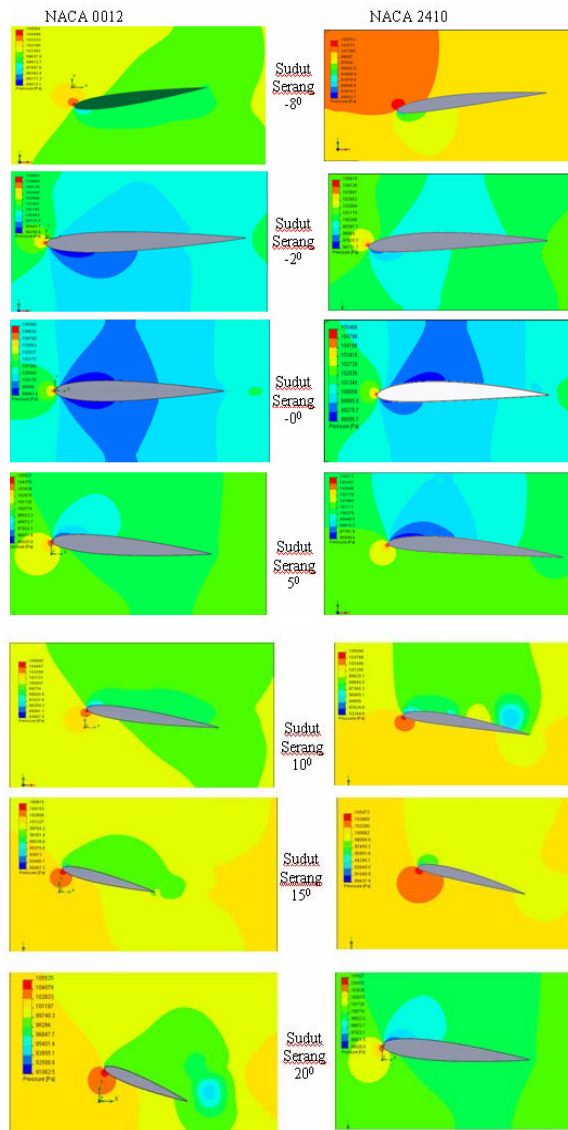
Sudut serang 10⁰

Pada gambar *airfoil* di bawah terlihat bahwa kedua *airfoil* juga mengalami *Lift* keatas tetapi gaya angkat terbesar terjadi pada NACA 2410 dari pada NACA 0012. Di tunjukkan oleh gradasi warna yang terjadi yaitu NACA 2410 pada bagian bawah *airfoil* terbentuk gradasi warna kuning dan bagian atas terjadi gradasi warna hijau dan biru, apabila diukur pada skala warna kuning lebih besar dari pada warna hijau dan biru. Pada NACA 0012 gaya angkat kecil daripada NACA 2410 ditunjukkan oleh gradasi warna hijau dan kuning. Dapat terjadi gaya angkat karena pada bagian bawah *airfoil* terdapat gradasi warna kuning dan pada bagian atas terjadi gradasi warna hijau. Sedangkan gaya *drag* yang terjadi pada NACA 2410 terjadi gaya drag lebih besar daripada NACA 0012 karena gradasi warna merah pada ujung *airfoil* NACA 2410 lebih besar daripada NACA 0012

Sudut serang 15⁰

Kedua *airfoil* sama-sama mengalami mengalami gaya *Lift* ke atas, tetapi gaya *Lift* pada NACA 2410 tidak sebesar NACA 0012. Hal tersebut ditunjukkan oleh gradasi warna hijau pada NACA 0012 lebih banyak daripada gradasi warna hijau pada NACA 2410. Tekanan pada bagian bawah lebih besar NACA 0012 di bandingkan NACA 2410 terlihat bahwa pada NACA 0012 terdapat gradasi warna kuning cerah, kuning tua dan sedikit gradasi warna merah pada ujung *airfoil* tersebut, sedangkan pada NACA 2410 gradasi warna yang terbentuk adalah warna kuning tua dengan merah. Gaya *drag* yang besar terjadi pada

NACA 2410 daripada NACA 0012 terlihat gradasi warna merah bata lebih besar terbentuknya daripada gradasi warna merah bata pada NACA 0012.



Gambar 6. Distribusi Tekanan NACA 0012 dan NACA 2410 pada Berbagai Sudut Serang (contour plot)

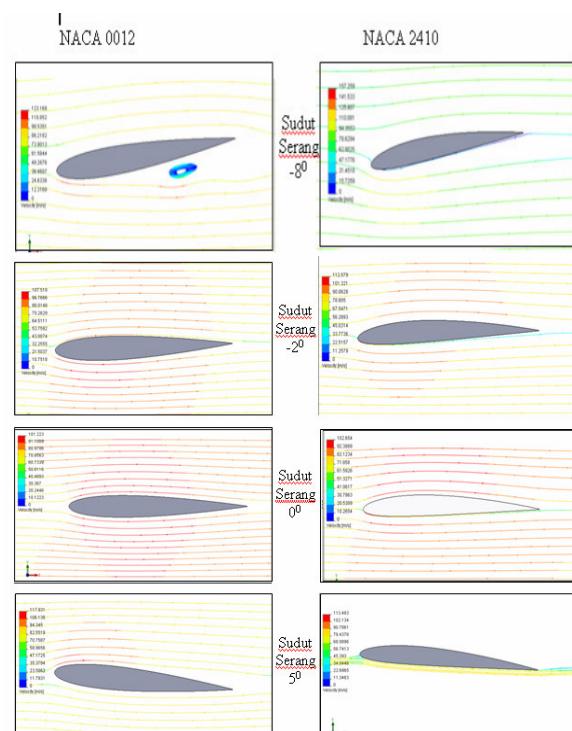
Sudut serang 20⁰

Pada NACA 0012 terlihat bahwa gaya angkatnya tidak sebesar NACA 2410, hal tersebut dilihat pada gradasi warna hijau dan biru. Warna hijau pada NACA 0012 berskala lebih besar daripada warna biru pada NACA 2410, karena tekanan pada bagian bawah

kedua *airfoil* memiliki perbedaan tekanan yaitu tekanan pada NACA 0012 lebih besar daripada NACA 2410 ditunjukkan oleh gradasi warna hijau dan kuning, NACA 0012 warna hijau di bagian tersebut hampir tidak ada, sedangkan NACA 2410 warna hijau lebih banyak daripada warna kuning. Gaya *drag* yang terjadi, NACA 0012 terjadi gaya *drag* yang lebih besar daripada gaya *drag* pada NACA 2410. Ditunjukkan oleh gradasi warna merah pada bagian ujung airfoil. Warna merah pada NACA 0012 lebih besar daripada warna merah pada ujung *airfoil* NACA 2410.

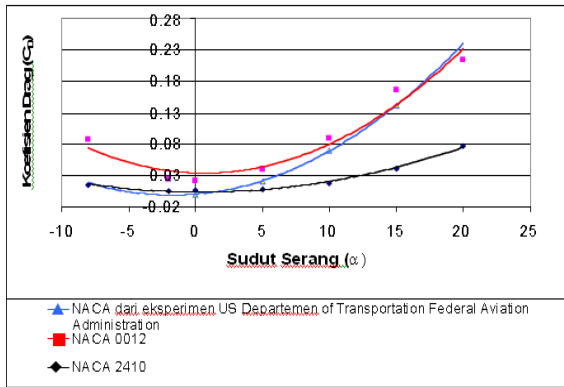
Dari keterangan di atas dapat diperlihatkan hasil distribusi tekanan pada gambar 6.

Sedangkan perilaku aliran fluida antara airfoil simetri dan tidak simetri diperlihatkan pada gambar 7. berikut:



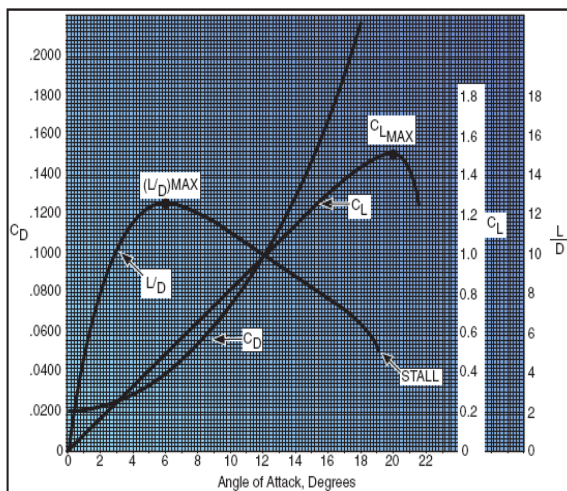
Gambar 7. Distribusi tekanan NACA 0012 dan NACA 2410 pada Berbagai Sudut Serang (trajectory plot)

Harga koefisien drag pada masing-masing sudut serang dapat diplot dalam sebuah grafik sebagaimana gambar 8.



Gambar 8. Perbandingan Koefisien Drag NACA 0012 dan NACA 2410 terhadap Sudut Serang dengan NACA dari U.S Departemnt of Transportation Federal Aviation

Dari gambar di atas dapat dilihat bahwa hasil eksperimen dibandingkan dengan data sekunder grafik dari U.S Departemnt of Transportation Federal Aviation Administration memperlihatkan bahwa ketiga grafik hasil percobaan memiliki kemiripan atau identik. Sumber lain yang bias sebagai acuan juga bias disimak dalam grafik gambar 9 berikut.

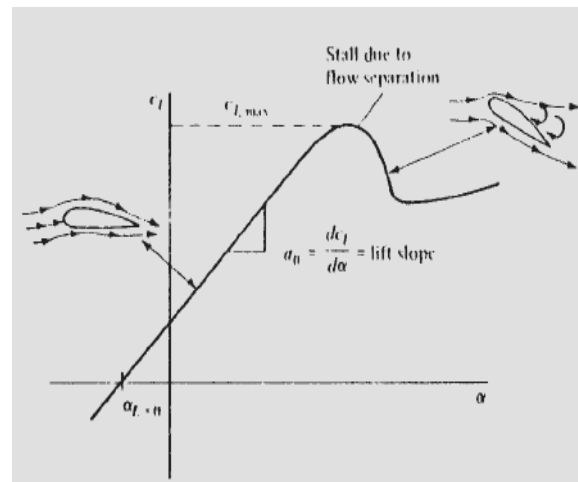


Gambar 9. Hasil eksperimen CD terhadap α (U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2003)

Dari grafik diatas utamanya C_l , grafik yang terbentuk dari sudut serang 00 sampai

200 memberikan trend linier, kemudian dari sudut serang 200 keatas terjadi bentuk grafik polynomial karena terjadi perubahan. Pada CD bentuk grafik dari sudut serang 00 sampai 120, grafik berbentuk polynomial, dari 120 sampai 180 grafik berbentuk linier dan grafik tersebut terus mengalami kenaikan.

Data sejenis juga dapat dilihat pada gambar 11. uatu hasil eksperimen yang pernah dilakukan oleh (John D. Anderson, Jr, 1984).



Gambar 10. Grafik grafik CL terhadap (John D. Anderson, Jr, 1984)

Tabel dan grafik yang baik bisa memberikan penjelasan dengan sendirinya, namun sering perlu tambahan sedikit narasi untuk mempermudah pembaca dalam memahaminya. Hasil akan lebih sempurna jika diberi pembanding dengan penelitian lain yang serupa.

KESIMPULAN

1. Hasil iterasi dengan SolidWork, terbukti cukup memberikan gambaran untuk mendiskripsikan karakteristik airfoil, dengan hasil mirip dengan grafik yang dikeluarkan NACA
2. Hasil perbandingan tekanan antara Airfoil NACA 0012 dengan NACA 2410, adalah pada tekanan yang mempengaruhi gaya lift lebih besar NACA 2410 dari pada NACA 0012.

3. Hasil pengamatan kecepatan, terutama pada aliran kecepatan Airfoil NACA 0012 lebih banyak mengeluarkan turbulensi dari pada NACA 2410 sehingga menyebabkan nilai dari gaya hambatnya jadi lebih besar, pada NACA 2410 gaya hambatnya lebih kecil karena turbulensi pada Airfoil sangat kecil.
4. Pada grafik perbandingan CL dan CD antara NACA 0012 dengan NACA 2410 perbedaan yang terjadi adalah pada grafik CL NACA 0012 mengalami kondisi stall, pada NACA 2410 tidak mengalami kondisi stall, nilai puncak dari NACA0012 terjadi pada sudut 150 sedang pada NACA 2410 kondisi puncak pada 100. Namun demikian NACA0012 memberikan efek lift lebih besar dibandingkan dengan NACA 2410. Dengan kata lain airfoil simetri lebih ideal untuk mendapatkan efek lift yang baik.

PERSANTUNAN

Paper ini dapat terselesaikan berkat sumbang saran dan masukan dari Dr. Dani Harmanto dari University of Derby United Kingdom dan saudara Irawan Prasetianto mahasiswa Tugas Akhir jurusan teknik mesin Fakultas teknik UMS dan saudara Marwan Effendy.

DAFTAR PUSTAKA

- Anderson. John D, Jr. 2007. *Fundamental of Aerodyanims, Fourth Edition*. Mc Graw Hill. Higher Education. New York.
- Casmara dan S. Wiriadidjaja, 2008, Efek *Ground board* Terhadap Aerofoil GAW, Jurnal Saint dan Teknologi BPPT, Jakarta. <http://www.iptek.net.id/ind/?mnu=8&ch=jsti&id=243>
- Dugdale, R.H., 1986, *Mekanika Fluida (Terjemahan)*, Penerbit Erlangga, Jakarta.
- Djojodihardjo, Harijono, 1983, *Mekanika Fluida*, Penerbit Erlangga, Jakarta
- Hakim, Azki. 2007. Kronologis Teknis Perkembangan Airfoil. <http://aeroblog.wordpress.com/2007/II/22/Kronologis-Teknis-Perkembangan-Airfoil/>
- Harahap, Yudiandah, Dkk. 2003. Analisa Karakteristik Distribusi Tekanan dan Kecepatan Pada Bodi Aerodinamika Airfoil Dengan Metoda Panel Dalam Fenomena "*Flow Around Body*". Institut Teknologi Sepuluh November Surabaya. Surabaya. <http://puslit.petra.ac.id/journals/mechanical/>
- Giles, Ranal V. Soemitro, Herman W. 1993. *Mekanika Fluida & Hidraulika*, Edisi kedua (SI-Metrik). Erlangga. Jakarta.
- Nakayama, Yasuki, dkk. 1999. *Introduction to Fluid Mechanics*. Butterworth-Heinemann. Oxford.
- R. Munson, Bruce, dkk. 2002. *Mekanika Fluida jilid 2*. Erlangga. Jakarta.
- Tjitro, Soejono, Dkk. 1999. Perbaikan Karakteristik Aerodinamika pada Kendaraan Niaga. Universitas Kristen Petra. Jakarta.
- Yusmanto, Arif, 2008. Studi Karakteristik Distribusi Tekanan Dan Kecepatan Disekeliling *Airfoil* dengan Solid Works. Universitas Muhammadiyah Surakarta. Surakarta.