

**ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN DAN KECEPATAN PADA
AIRFOIL DENGAN MENGGUNAKAN METODA PANEL**

SKRIPSI

Oleh

SUNARTO

4130511009

UNIVERSITAS MERCU BUANA	
Sumber :	3
Tanggal :	1-12-2009
No. Reg. :	1. 509102442 2. 571/09/503

Buku ini milik
PERPUSTAKAAN UMB
Harap dijaga keutuhannya

UNIVERSITAS
MERCU BUANA

TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

UNIVERSITAS MERCU BUANA

JAKARTA

2009

**ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN DAN KECEPATAN PADA AIRFOIL
DENGAN MENGGUNAKAN METODA PANEL**

SKRIPSI

Oleh

SUNARTO

4130511009



UNIVERSITAS

**SKRIPSI INI DIAJUKAN UNTUK MELENGKAPI SEBAGIAN
PERSYARATAN MENJADI SARJANA TEKNIK**

JURUSAN TEKNIK MESIN

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI

UNIVERSITAS MERCU BUANA

JAKARTA

2009

PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI

Saya menyatakan dengan sesungguhnya bahwa skripsi dengan judul :

ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN DAN KECEPATAN PADA AIRFOIL DENGAN MENGGUNAKAN METODA PANEL

yang dibuat untuk melengkapi sebagian persyaratan menjadi Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknologi Industri, Universitas Mercubuana, Jakarta, sejauh yang saya ketahui bukan merupakan tiruan atau duplikasi dari skripsi yang sudah dipublikasikan dan atau pernah dipakai untuk mendapatkan gelar kesarjanaan di lingkungan Universitas Mercubuana maupun di Perguruan Tinggi atau Instansi manapun, kecuali bagian yang sumber informasinya dicantumkan sebagaimana mestinya.



Jakarta, Juli 2009

SUNARTO

41305110009

PENGESAHAN

Skripsi dengan judul :

ANALISA DISTRIBUSI TEKANAN DAN KECEPATAN PADA AIRFOIL DENGAN MENGGUNAKAN METODA PANEL

Dibuat untuk melengkapi sebagian persyaratan menjadi Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin Fakultas teknologi Industri Universitas Mercubuana Jakarta. Skripsi ini telah diujikan pada sidang ujian skripsi pada tanggal 12 agustus 2009 dan dinyatakan memenuhi syarat/sah sebagai skripsi pada Departemen Teknik Mesin Fakultas Teknologi Universitas Mercubuana Jakarta.

Jakarta, Juli 2009

Dosen Pembimbing I


NANANG RHYAT ST MT

Abstrak

Karakteristik aerodinamika suatu benda uji merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan bentuk benda yang aerodinamis. Penelitian karakteristik aerodinamika ini dilakukan pada benda uji simetrik *NACA Airfoil* dan *Arched plate Airfoil*. Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika dilakukan dengan metoda panel *Smith-Hess* yang mendistribusikan aliran *source* dan aliran *vortex* di sepanjang kontur *airfoil* untuk mendapatkan distribusi kecepatan, yang kemudian digunakan untuk mendapatkan distribusi tekanan pada kontur *airfoil*. Parameter yang digunakan sebagai karakteristik aerodinamika adalah koefisien distribusi tekanan (C_p), koefisien *lift* (C_l).

Hasil penelitian menunjukkan bahwa tingkat keakuratan metoda panel di dalam analisa karakteristik aerodinamika cukup tinggi, dengan terlihatnya hasil grafik dari simulasi *software* yang dapat mengikuti *trend line* atau alur dari grafik perbandingan yang telah ada sebelumnya, demikian dengan semakin besarnya perbedaan tekanan (*pressure difference*) antara bagian atas dengan bagian bawah kontur *airfoil* maka akan menimbulkan *lift* yang semakin besar, sedangkan grafik koefisien *lift* (C_l) terhadap sudut serang adalah linier. Perbedaan tekanan dipicu oleh beberapa faktor, misalnya perubahan sudut serang, dan perubahan ketebalan maksimum yang dimiliki *airfoil*. Sedangkan untuk geometri penyusun *airfoil*, perbedaan antara *NACA Airfoil* dengan *Arched plate Airfoil* terletak pada bentuk *trailing edge*-nya yang lebih lancip.

Kata kunci: karakteristik aerodinamika, *NACA Airfoil*, *Arched plate Airfoil*, metoda panel *Smith-Hess*, koefisien distribusi tekanan, koefisien *lift*.



Abstract

The aerodynamics characteristics of a body are the most important in the subject of aerodynamics application in which is intended to get the aerodynamically body profile. This research was performed on both a symmetrical model of NACA Airfoil and Arched plate Airfoil. In this research, the analysis of aerodynamics characteristics had been performed by using Smith-Hess' panel method that distributes both the source flow and the vortex flow along the surface of airfoil to get the velocity distribution, in which is used to get the pressure distribution on the surface of airfoil. The parameters used as the aerodynamics characteristics are the coefficient of pressure distribution (C_p) and the coefficient of lift (C_l).

The research results show that the accuracy level of panel method in analyzing the aerodynamics characteristics is high quite. It could be proved by the graphical visualization of software simulation. This visualization met the trend line of the available charts, hence, the greater of pressure difference between upper and lower surface of airfoil, the bigger of lift. Furthermore, the chart of lift coefficient (C_l) to the angle of attack is linear. The pressure difference was triggered by some factors including the variance of attack angle and the maximum thickness of airfoil. Furthermore, in the geometric of airfoil profile, the difference between the NACA Airfoil and the Arched plate Airfoil is on their sharper trailing edge.

Keywords: aerodynamics characteristics, NACA Airfoil, Arched plate Airfoil, Smith-Hess' panel method, coefficient of pressure distribution, coefficient of lift

Buku ini milik
PERPUSTAKAAN UMB
Harap dijaga keutuhannya

DAFTAR ISI

PERNYATAAN KEASLIAN SKRIPSI	iii
PENGESAHAN	iv
ABSTRAK	
ABSTRACT	vi
DAFTAR ISI	vii
DAFTAR GAMBAR	viii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 LATAR BELAKANG	1
1.2 PERMASALAHAN	2
1.3 TUJUAN PENULISAN	2
1.4 BATASAN MASALAH	2
1.5 SISTEMATIKA PENULISAN	3
BAB II LANDASAN TEORI	
2.1 Karakteristik aerodinamika airfoil.....	
2.2 Transformasi arched plate.....	
2.3 Persamaan barnoulli.....	
2.4. Metode panel.....	

Buku ini milik
PERPUSTAKAAN UMB
Harap dijaga keutuhannya

BAB III PEMODELAN DAN KARAKTERISTIK AIRFOIL

3.1 Pemodelan airfoil.....

3.2 Karakteristik airfoil berdasar pada pemodelan panel smith-hess

BAB IV ANALISA HASIL

4.1 Fenomena Fisis Grafik c_p terhadap $\frac{x}{c}$

4.2 Hasil Perbandingan Profil Airfoil serta Karakteristik Aerodinamika NACA dan *Arched plate*.....

4.3 Efek Perubahan Jumlah Panel.....

4.3.1 Grafik C_p Terhadap x/c

4.3.2 Grafik C_l Terhadap Jumlah Panel

4.4 Efek Perubahan Ketebalan Maksimum Airfoil.....

4.5 Efek Perubahan Sudut Serang.....

4.5.1 Grafik C_p Terhadap x/c

4.5.2 Grafik C_l Terhadap Sudut Serang

BAB V PENUTUP

5.1 Kesimpulan.....

DAFTAR GAMBAR

1. Nomenklatur airfoil
2. Kerugian kondisi kutu
3. Ilustrasi lingkaran
4. Ilustrasi pemetaan airfoil secara simetris
5. Ilustrasi umum untuk metoda panel
6. ilustrasi metoda panel pada airfoil
7. Ilustrasi lembaran source dengan hembusan seragam
8. Ilustrasi geometris dari lingkaran
9. Ilustrasi koordinat kartesian
10. Ilustrasi pemetaan
11. Airfoil pada bidang ζ
12. Profil airfoil NACA 0015
13. Profil grafik analisa karakteristik aerodinamika C_p terhadap x/c
14. Perbandingan airfoil NACA 0012 dan airfoil ARCHED PLATE dengan ketebalan 12%
15. Perbandingan profil grafik C_p terhadap x/c dengan sudut serang $\alpha = 0^\circ$ antara airfoil NACA 0012 dan airfoil ARCHED PLATE 12%
16. Perbandingan profil gerak C_p terhadap x/c dengan sudut serang 8° antara airfoil NACA 0012 dan airfoil ARCHED PLATE 12%
17. profil airfoil arched plate dengan ketebalan maksimum 10% dengan jumlah panel yang berbeda beda
18. Profil grafik C_l terhadap jumlah panel dengan sudut serang 5° pada airfoil arched plate dengan ketebalan maksimum 10%
19. Profil gerak C_p terhadap x/c dengan kaitan jumlah panel dalam sudut serang 5° pada airfoil arched plate dengan ketebalan maksimum 10%
20. Profil airfoil NACA dengan ketebalan maksimum yang berbeda beda
21. Profil grafik C_p terhadap x/c dengan sudut serang 0° untuk ketebalan maksimum yang berbeda beda
22. Profil grafik C_p terhadap x/c dengan sudut serang 6° untuk ketebalan maksimum yang berbeda beda

23. Profil airfoil arched plate dengan ketebalan maksimum 12%
24. Profil grafik C_p terhadap x/c pada airfoil arched plate dengan ketebalan 12 %
25. Profil grafik C_l terhadap x/c pada airfoil arched plate dengan ketebalan 12 %

