

Studi Eksperimental Pengaruh Permukaan Bergerak (*Moving Surface*) pada Modifikasi Airfoil NACA 0015 terhadap Gaya-gaya *Lift* dan *Drag*

Astu Pudjanarsa¹

Pieter C. Tampubolon²

1. Staf Pengajar Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS, email: astu@me.its.ac.id
2. Alumni Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS

Abstrak

Kinerja airfoil dapat diperbaiki dengan memberikan permukaan bergerak (*moving surface*). Pada airfoil simetris NACA 0015 dipasang sabuk sebagai permukaan bergerak yang berputar dari lambung (*maximum thickness*) sampai ekor (*trailing edge*).

Airfoil diuji dalam subsonic wind tunnel dengan berbagai spin ratio, yaitu 1/3, 2/3, 3/3, 3/2, dan 4/2 dan pengujian dilakukan pada sudut serang 0, 4, 8, 12, 16, 20, dan 22 derajat. Gaya-gaya lift dan drag kemudian diukur.

Hasil pengujian menunjukkan bahwa koefisien lift tertinggi pada sudut serang sekitar 16° dan airfoil dengan permukaan bergerak menghasilkan gaya lift yang lebih tinggi dibanding tanpa permukaan bergerak. Gaya drag juga turun dengan adanya permukaan bergerak.

Kata kunci: airfoil, spin ratio, lift, drag

1. Pendahuluan

Ilmu pengetahuan dan teknologi aerodinamika telah memberikan kontribusi bagi kemajuan peradaban manusia sekarang ini, terutama pada sektor transportasi dan industri. Perkembangan dunia penerbangan dewasa ini cukup pesat baik pada penerbangan sipil maupun pada penerbangan militer. Penelitian dan pengembangan peralatan aerodinamika telah cukup lama dan banyak dilakukan untuk meningkatkan kinerja peralatan tersebut, sebagian besar tujuannya adalah untuk mengurangi kerugian-kerugian sebagai efek penggunaan peralatan ini. Sehingga mendapatkan efisiensi bahan bakar yang baik dan kecepatan yang tinggi sesuai dengan kebutuhan. Salah satunya dilakukan pada sayap yang merupakan salah satu komponen inti dari suatu pesawat terbang.

Penelitian untuk meningkatkan kinerja airfoil dengan efek *disturbance* telah banyak dilakukan. Di Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS, Frederik H. Purba (2004) melakukan penelitian untuk meningkatkan kinerja airfoil dengan *discharge blowing* pada *upper side* airfoil. Hasil penelitian Frederik H. Purba menunjukkan bahwa semakin besar *mass flow rate discharge blowing* yang diberikan, semakin besar pula gaya lift yang dihasilkan. Sebaliknya, semakin kecil gaya drag yang terjadi. Demikian pula Ibrahim Hadiwinarto (2004), meneliti kinerja airfoil dengan *spin cylinder* pada *leading edge* airfoil. Hasil penelitian Ibrahim Hadiwinarto menunjukkan, putaran *spin cylinder* dapat menggeser titik stagnasi aliran pada *leading edge* airfoil lebih kebawah, sehingga mampu meningkatkan gaya lift sekaligus menurunkan gaya drag yang terjadi. Namun peningkatan kinerja airfoil dengan perubahan bentuk kontur atau desain sering kali dibatasi oleh fenomena separasi aliran, yang diakibatkan oleh bentuk airfoil itu sendiri. Penelitian ini mempelajari pengaruh Permukaan Bergerak (*Moving Surface*) pada airfoil untuk memperbaiki kinerja airfoil.

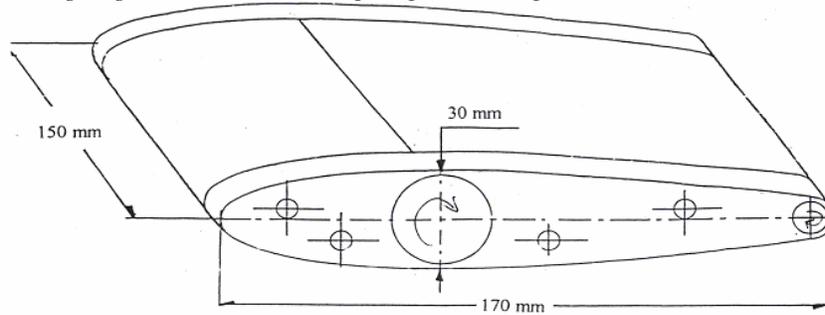
Airfoil NACA 0015 dimodifikasi sedemikian rupa sehingga permukaan atas airfoil dapat bergerak sesuai arah aliran sedangkan permukaan bawah airfoil bergerak berlawanan arah aliran. Hal ini dilakukan dengan memasang sabuk (*belt*) sebagai permukaan airfoil yang berputar dari lambung airfoil (*maximum thickness*) sampai ekor airfoil (*trailing edge*). Pemberian permukaan berputar ini diharapkan dapat meningkatkan gaya lift dan juga menurunkan gaya drag dari airfoil.

2. Metode Penelitian

Penelitian dilakukan dengan cara meletakkan model uji (airfoil simetris NACA 0015) pada *wind tunnel ballance* yang terletak dalam *test section*. Udara bebas dihisap oleh fan yang terletak di bagian belakang *wind tunnel*.

2.1 Model uji

Model uji adalah airfoil simetris yang dimodifikasi dengan memberikan *belt* mulai *maximum thickness* sampai *trailing edge*. Dimensi model uji dapat dilihat pada Gambar 1.

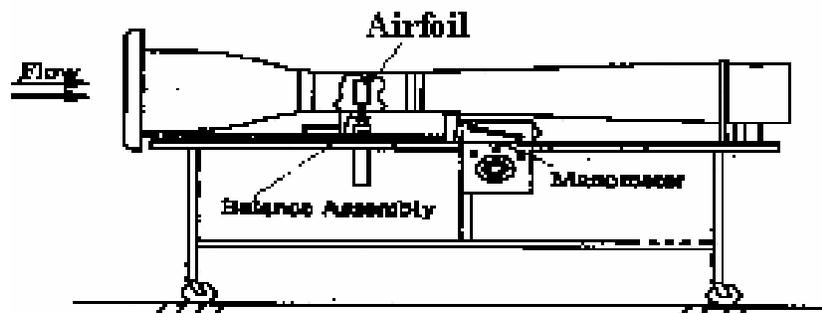


Gambar 1 Model uji, airfoil NACA 0015 dengan *moving surface*

2.2 Terowongan angin

Terowongan angin yang digunakan adalah jenis *subsonic open circuit wind tunnel*. Data teknik yang dimiliki terowongan angin ini adalah:

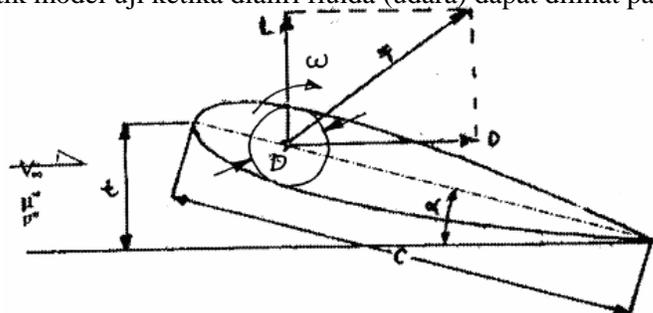
- Jenis : *Subsonic, Open Circuit Wind Tunnel*
 - Motor penggerak blower : MEZ-(2,2-4,8) KW, Amper 380 VAC
 - Inverter : Fuji Electric, Type FVR D5, 380 V, 60Hz
- 2,2 KW
- Dimensi utama : 2980 x 1830 x 800 mm
 - Working section : 300 mm (*octogonal*) x 450 mm (panjang)
 - Kecepatan aliran udara maksimum : 25 m/s
 - *Lift balans* maksimum : 7,0 N
 - *Drag balans* maksimum : 2,5 N
 - Sensitifitas balans : 0,01 N



Gambar 2. Model uji dalam *subsonic wind tunnel*

2.3 Analisis Tanpa Dimensi

Secara skematik model uji ketika dialiri fluida (udara) dapat dilihat pada Gambar 3 dibawah.



Gambar 3. Skema geometri model uji airfoil dengan *moving surface*

Metode Analisa Tanpa Dimensi dilakukan untuk menganalisa parameter-parameter yang berhubungan dengan eksperimen. Metode ini akan dapat menentukan persamaan korelasi tanpa dimensi yang berpengaruh dalam eksperimen. Metode ini dikenal sebagai teorema *Buckingham Pi* (Fox *et. al.* 2004). Dengan memperhatikan Gambar 1 diatas dan dari analisis yang dilakukan didapat hasil:

$$C_L \approx \frac{F_L}{\rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot C^2} = f\left(\frac{\mu_\infty}{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot C}, \frac{t}{C}, \frac{\omega}{V_\infty} \cdot D\right) = f\left(\frac{1}{Re}, \alpha, \frac{\omega}{V_\infty} \cdot D\right) \quad (1)$$

$$C_D \approx \frac{F_D}{\rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot C^2} = f\left(\frac{\mu_\infty}{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot C}, \frac{t}{C}, \frac{\omega}{V_\infty} \cdot D\right) = f\left(\frac{1}{Re}, \alpha, \frac{\omega}{V_\infty} \cdot D\right) \quad (2)$$

dimana :

C_L : koefisien *lift* (tak berdimensi)

C_D : koefisien *drag* (tak berdimensi)

$\frac{\mu_\infty}{\rho_\infty \cdot V_\infty \cdot C}$: bilangan Reynolds, Re (tak berdimensi)

$\frac{t}{C}$: sudut serang, α (tak berdimensi)

$\frac{\omega}{V_\infty} \cdot D$: *spin rati*, SR (tak berdimensi)

F_L : gaya *lift* (N)

F_D : gaya *drag* (N)

ρ_∞ : massa jenis aliran bebas (*freestream*) (kg/m^3)

V_∞ : kecepatan aliran aliran bebas (m/s)

μ_∞ : viskositas aliran bebas (*freestream*) (N.s/m^2)

C : panjang *chord* (m)

t : ketinggian yang membentuk sudut α (m)

ω : kecepatan angular *moving surface* (radian/detik)

D : diameter pemutar (m)

2.4 Besaran Fisis yang Diukur

Dengan memperhatikan hasil analisis tanpa dimensi besaran-besaran fisis yang perlu diukur adalah:

1. Kecepatan udara bebas: diukur dengan menggunakan *pitot-static probe* yang dihubungkan dengan *inclined manometer* berisi *kerosene*.
2. Putaran poros penggerak *belt*: diukur dengan menggunakan *tachometer*.
3. Gaya *lift* dan gaya *drag*: diukur dengan menggunakan *wind tunnel balance*
4. Temperatur udara: diukur dengan menggunakan termometer. Temperatur udara ini diukur untuk mengevaluasi massa jenis udara dengan pengandaian sebagai gas ideal.

2.5 Kondisi pengujian

Tekanan ruangan : 760 mmHg

Temperatur ruangan : 31°C

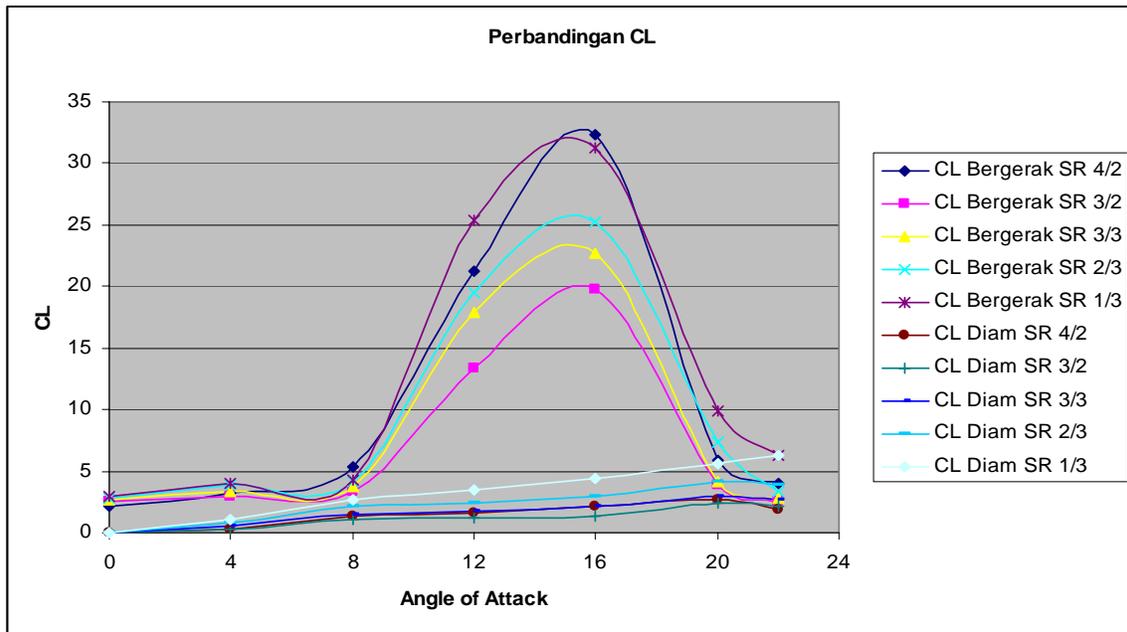
Spin Ratio: (1:3), (2:3), (3:3), (3:2) dan (4:2).

Percobaan ini dilakukan pada sudut serang: 0°, 4°, 8°, 12°, 16°, 20° dan 22°.

Pengujian dilakukan pada airfoil yang dialiri udara *dengan pengaruh moving surface* dan juga terhadap airfoil yang dialiri udara *tanpa pengaruh moving surface*.

3. Diskusi Hasil Penelitian

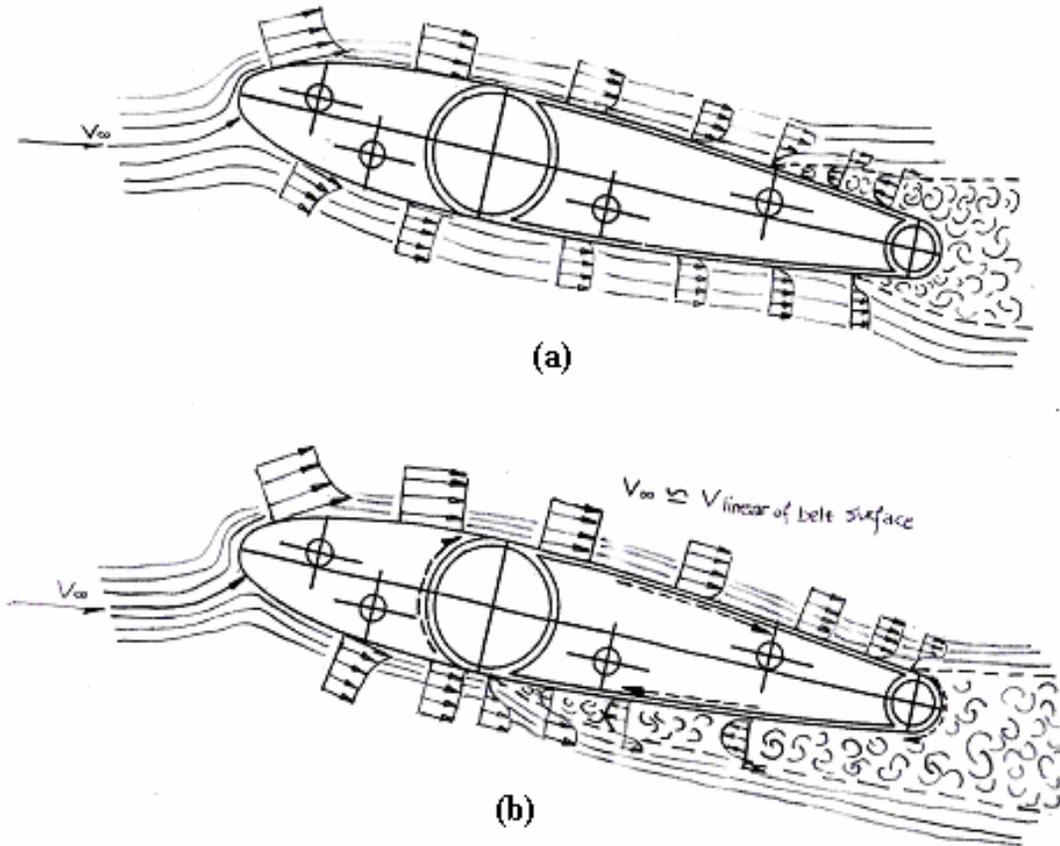
3.1 Koefisien *lift* fungsi sudut serang pada berbagai *spin ratio*



Gambar 4. C_L fungsi α pada berbagai *spin ratio*

Hasil pengujian untuk koefisien *lift* sebagai fungsi sudut serang pada berbagai *spin ratio* dapat dilihat pada Gambar 4. Dari gambar tersebut tampak bahwa C_L menjulang tinggi pada sudut serang 8°-16° menunjukkan resultan arah kecepatan *freestream* beriringan dengan kecepatan gerak *belt* hingga menjadikan daerah tekanan minimal ($dP/dX < 0$) terjadi di sepanjang permukaan atas airfoil. Aliran yang dipercepat di permukaan atas airfoil menyebabkan kenaikan *velocity outside boundary layer*, sehingga sifat profil kecepatan di permukaan atas airfoil lebih mirip aliran *inviscid* yang melintasi bidang lengkung sehingga sepanjang aliran menyusur permukaan atas airfoil, mendapat tambahan momentum dari *belt*. *Skin friction* yang terjadi menjadi sangat kecil, hingga tekanan permukaan atas airfoil menjadi sangat rendah dan gaya *lift* menjadi optimal (Gambar 5.a). Hal ini terjadi sebaliknya dipermukaan bawah airfoil. Aliran yang menyusur permukaan bawah airfoil “dipaksa kembali” oleh gerakan permukaan *belt*, menyebabkan partikel aliran ter”*spin*” dan membentuk lapisan baru bertekanan tinggi. *Wall shear stress*

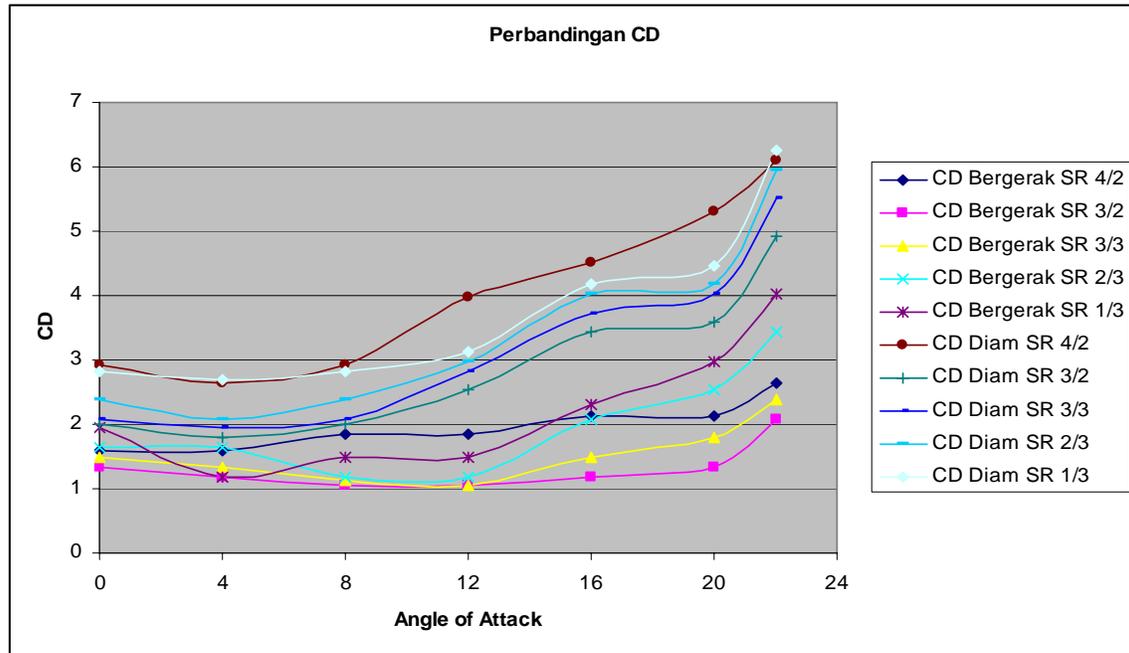
yang disebabkan gerak *belt* yang melawan arah aliran ini menjadi sangat besar, mulai dari *maximum thickness* sampai *trailing edge*, sehingga besar C_L menjadi sangat signifikan (Gambar 5.b).



Gambar 5 Kondisi aliran melalui airfoil (a) tanpa moving surface, (b) dengan moving surface

3.2 Koefisien *drag* fungsi sudut serang pada berbagai *spin ratio*

Hasil penelitian untuk koefisien *drag* sebagai fungsi sudut serang pada berbagai *spin ratio* dapat dilihat pada Gambar 6. Dari gambar tersebut tampak bahwa secara umum, koefisien *drag belt* bergerak lebih kecil dari koefisien *drag belt* diam. Ini disebabkan karena transisi *boundary layer* dari laminar ke turbulen lebih dimundurkan kehadirannya oleh efek *moving surface* yang menjadikan daerah tekanan minimal $dP/dX < 0$ terjadi hampir diseluruh permukaan bagian atas airfoil. Secara umum, C_D *belt* diam tampak normal, namun terlalu besarnya harga C_D menunjukkan buruknya performa airfoil tanpa *moving surface* karena harga gaya *drag* yang tinggi. Sebaliknya, secara umum C_D *belt* bergerak tampak tidak normal. Rata-rata landai pada sudut serang 0° - 16° dan meningkat tajam dari 16° - 22° . Pada 16° - 22° daerah bertekanan tinggi diatas airfoil berkembang menjadi sangat luas di permukaan atas airfoil. Separasi ini disebabkan oleh arah dan besar kecepatan *belt* bergerak yang tidak beriringan dengan resultan arah dan besar kecepatan *freestream* mengakibatkan “*spinning*” partikel-partikel aliran, menciptakan daerah separasi yang tiba terlalu cepat dan dini. *Drag* yang naik tajam pada 22° lebih disebabkan oleh luasan terpaan *mass flow* menjadi bertambah besar secara signifikan karena kemiringan airfoil (20° - 22°).



Gambar 6. C_D fungsi α pada berbagai spin ratio

4. Kesimpulan

1. Efek *moving surface* dapat meningkatkan gaya *lift* dan sekaligus menurunkan gaya *drag*.
2. Airfoil dengan efek *moving surface* mencapai *stall* lebih dini dibandingkan airfoil tanpa efek *moving surface* yakni pada sudut serang 16° karena resultan besar dan arah kecepatan *freestream* tidak dapat mempertahankan bentuk aliran yang mengikuti kontur (arah dan besar kecepatan gerak *belt*). Sebaliknya, partikel aliran di permukaan atas airfoil ter"spin" membentuk daerah bertekanan tinggi, sehingga sebagian besar luasan area permukaan atas airfoil menjadi daerah separasi secara cepat.
3. Airfoil dengan efek *moving surface* mencapai performa terbaik pada ;
 - a. Sudut serang 12°
 - b. Spin Ratio 3/3 ($Re = 0,34 \cdot 10^5$)
 - c. $C_L/C_D = 17,147$
4. Efek *moving surface* mempersempit *wake* yang terjadi dibelakang airfoil pada sudut serang 0° sampai 12° . Pada sudut serang 16° hanya mempersempit sangat sedikit. Namun pada sudut serang 20° dan 22° efek *moving surface* tidak lagi memberi pengaruh untuk mempersempit *wake* yang terjadi dibelakang airfoil.

Daftar Pustaka

1. Abbott, I. H., Von Doenhoff, A. E., 1949, *Theory of Wing Sections*, Dover Publication, New York.
2. Anderson, John D. Jr., 1991, *Fundamentals of Aerodynamics*, 2nd ed., McGraw-Hill Book, Inc.
3. Fox, Robert W., McDonald, Alan T., Pritchard, P. J., 2004, *Introduction to Fluid Mechanics*, 6th ed., John Wiley and Sons, Inc.
4. Purba, F. H., 2004, *Studi Eksperimental Terhadap Peningkatan Kinerja Sayap dan Karakteristik Aliran dengan Proses Discharge Blowing*, Tugas Akhir Sarjana, Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.
5. Hadiwinarto, I., 2004, *Studi Eksperimental Pengaruh Airfoil Nose Motion Sebagai Boundary Layer Disturbance pada Airfoil Simetris terhadap Karakteristik Aliran yang Melintasinya*, Tugas Akhir Sarjana, Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS.