

## DAFTAR PUSTAKA

- \_\_\_\_\_. (1997). *The Student Edition of MATLAB*. Prentice Hall, Inc., New Jersey.
- Etter. (1993). *Engineering Problem Solving With Matlab*. Prentice Hall, Inc., New Jersey.
- Holman J.P. (1994). *Perpindahan Kalor*. Erlangga, Jakarta.
- Kreyszig Erwin. (1988). *Advance Engineering Mathematics*. John Wiley & Son, Singapore.
- Pitts Donald R., Sissom Leighton E. (1983). *Theory and Problem of Heat Transfer*. Schaum's Outline Series, Singapore.
- Reka Rio S., Iida Mashamori. (1983). *Fisika dan Teknologi Semikonduktor*. Erlangga, Jakarta.
- Soesianto F. (1996). *Teknik Komputasi*. Yogyakarta: Tidak diterbitkan.

## VISUALISASI ALIRAN UDARA DI SEKITAR SAYAP PESAWAT TERBANG

Oleh:

**Yosaphat Sumardi**  
Staf Pengajar FMIPA UNY

### Abstract

*This research is performed with objectives: (1) to show the patterns of velocity field contour of airflow around the wings of subsonic plane, (2) to show factors that influence these patterns, and (3) to explain their application in flight engineering. The patterns of velocity field contour of airflow are visualized by using numerical method in Femlab software. Varying the velocity of airflow, the angle of attack, and the cross section form of wings shows the visualization of these patterns. The results of research show that the patterns of velocity field contour of airflow around the wings of subsonic plane may be circulation form. Factors that influence these patterns of contour are the velocity of airflow, the attack angle of wings, and the cross section form of wings. These three factors determine lift coefficient and drag coefficient. In commercial flight it is used airfoil wings that are equipped by rear flaps on the trail edge of wings. These rear flaps can be lowered or raised to adjust the cross section of airfoil. The slot setting in the leading edge of wings can reduce the drag coefficient. Accordingly, fuel efficiency and flight safety can be controlled.*

*Key words: visualization, airflow, wings of plane.*

### PENDAHULUAN

Seiring dengan perkembangan yang pesat pada perangkat keras/lunak komputer, berkembang pula pendekatan baru dalam bidang fisika komputasi. Dalam fisika telah dikenal fisika teori dan fisika eksperimen. Fisika teori berhubungan dengan pengembangan dan penerapan teori yang seringkali menekankan perhitungan

matematis. Fisika eksperimen juga berhubungan dengan teori dan pengujiannya dalam laboratorium, tetapi terutama berkaitan dengan observasi dan pengukuran kuantitatif. Fisika komputasi merupakan gabungan yang menarik dari pendekatan-pendekatan tradisional dalam fisika dengan eksperimen numerik yang dilakukan melalui komputer. Ahli fisika teoretis tradisional memerlukan pengetahuan matematika analitis, sedangkan ahli fisika eksperimen tradisional memerlukan pengetahuan tentang elektronika, pengukuran, pengumpulan data, dan sebagainya. Ahli fisika komputasi perlu pengetahuan analisa numerik dan pemrograman komputer. Selain menguasai dua perkakas dasar ini, ahli fisika harus mengetahui cara menggunakannya untuk mencapai tujuan akhir, yaitu memahami dunia fisika.

Apakah yang dimaksud dengan fisika komputasi itu? Veseley (1994: vii) menyatakan bahwa fisika komputasi adalah fisika yang dikerjakan dengan menggunakan metode komputasi. Istilah komputer tidak masuk dalam definisi ini. Fisika komputasi lebih dari sekedar "fisika dengan menggunakan komputer". Hal yang penting dalam fisika komputasi bukan penggunaan mesin, melainkan penerapan teknik numerik secara sistematis, selain metode analitis, untuk memberikan sumbangan yang mudah dicapai sebesar mungkin terhadap komputasi yang merupakan bagian dari realita fisis. Para ahli fisika komputasi telah banyak

mengembangkan teknik numerik baru (misalnya Monte Carlo dan simulasi dinamika molekuler), menemukan gejala fisis yang tidak diduga sebelumnya (misalnya pusaran Alder), mengemukakan pertanyaan baru terhadap teori dan eksperimen (misalnya *chaos*, *cellular automata*, *neural nets*).

Hoffmann dan Schreiber (1996: v) menyatakan bahwa fisika komputasi merupakan bidang fisika yang mungkin mengalami pertumbuhan paling cepat dalam dasawarsa terakhir. Dengan adanya komputer, cara baru dalam mempelajari sifat-sifat model fisika menjadi tersedia. Kita tidak lagi harus melakukan taksiran dalam solusi analitik dari model itu untuk memperoleh bentuk yang paling mendekati, suku-suku yang menarik perhatian tidak lagi harus dihilangkan dari model pada permulaan fase pemodelan. Dengan menggunakan metode fisika komputasi, persamaan-persamaan yang rumit dapat diselesaikan secara numerik, dan teknik visualisasi dapat mengungkapkan keindahan model yang rumit maupun sederhana. Menurut DeVries (1994: 2), kemampuan memvisualisasikan solusi numerik merupakan perkakas yang hebat dalam memahami solusi dan metode numerik.

Dalam fisika komputasi memang diperlukan pengetahuan analisa numerik, pemrograman, dan visualisasi grafis dengan bantuan komputer. Untunglah sekarang telah banyak bahasa pemrograman visual, misalnya *Delphi*, *Visual Basic*, *Visual C++*,

dan *Visual Fortran*, yang mempermudah pemrograman. Bahkan tersedia sistem perangkat lunak tunggal yang memadukan berbagai perhitungan dan penggambaran secara grafis, misalnya *Mathematica*, *Mathlab*, *Mathcad*, dan *Femlab*. Kebanyakan perangkat lunak saat ini menggunakan sistem GUI (*Graphical User Interface*), yang memudahkan pemakai untuk menggunakannya.

Salah satu masalah dalam fisika yang tidak mudah ditunjukkan secara eksperimen laboratorium adalah pola aliran fluida. Dalam makalah ini akan dibicarakan tentang visualisasi aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang.

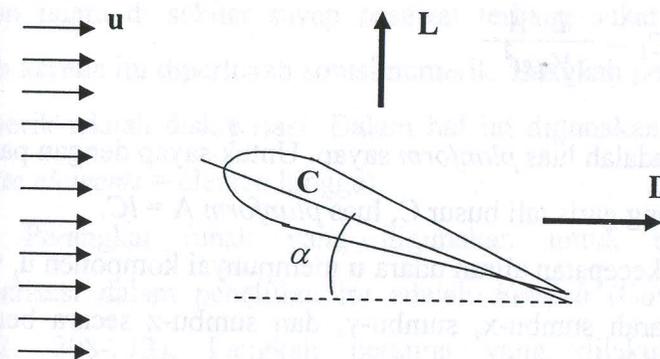
Masalah yang dibicarakan dalam penelitian ini dapat dirumuskan sebagai berikut:

1. Bagaimanakah pola kontur medan kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang?
2. Faktor apa saja yang mempengaruhi pola kontur medan kecepatan aliran udara tersebut?
3. Bagaimanakah aplikasi pengaturan pola kontur medan kecepatan udara itu dalam rekayasa penerbangan?

Sesuai dengan rumusan masalah tersebut tujuan penelitian ini adalah: (1) menunjukkan pola kontur medan kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang, (2) menunjukkan faktor-faktor yang mempengaruhi pola kontur medan kecepatan aliran udara itu, dan (3) menjelaskan aplikasinya dalam rekayasa penerbangan.

## METODE PENELITIAN

Model yang dikembangkan di sini adalah aliran udara tunak dan tak-kompresibel di sekitar sayap pesawat terbang dengan penampang *airfoil*, seperti ditunjukkan dalam Gambar 1. Dalam makalah ini hanya dibicarakan penerbangan subsonik. Garis C yang menghubungkan ujung depan dan belakang sayap adalah garis tali busur. Kecepatan aliran udara adalah  $u$  dalam arah horizontal. Sudut  $\alpha$  yang dibentuk oleh garis tali busur dan aliran  $u$  disebut sudut serang. Gaya angkat ditunjukkan oleh vector  $L$  dan gaya seret ditunjukkan oleh vector  $D$ , yaitu gaya per satuan panjang pada sayap secara berturut-turut pada arah tegak lurus dan sejajar terdapat kecepatan aliran udara.



Gambar 1. Penampang sayap pesawat terbang yang mengalami gaya angkat  $L$  dan gaya seret  $D$  oleh aliran udara dengan kecepatan  $u$  dalam arah horizontal

Menurut Anderson (2000: 229-230) gaya angkat **L** selalu didefinisikan sebagai komponen gaya aerodinamik yang tegak lurus pada kecepatan aliran udara **u**. Gaya seret **D** selalu didefinisikan sebagai komponen gaya aerodinamik yang sejajar dengan kecepatan aliran udara **u**. Gaya aerodinamik bisa juga diuraikan dalam arah tegak lurus pada tali busur yang disebut gaya normal dan sejajar dengan tali busur yang disebut gaya aksial.

Jika massa jenis udara adalah  $\rho$ , maka koefisien gaya seret dan koefisien gaya angkat secara berturut-turut didefinisikan (Shames, 1992: 683) sebagai

$$C_D = \frac{D/A}{\frac{1}{2}\rho u^2} \tag{1}$$

$$C_L = \frac{L/A}{\frac{1}{2}\rho u^2}$$

dengan A adalah luas *planform* sayap. Untuk sayap dengan panjang *l* dan panjang garis tali busur C, luas *planform*  $A = lC$ .

Jika kecepatan aliran udara **u** mempunyai komponen **u**, **v**, dan **w** dalam arah sumbu-x, sumbu-y, dan sumbu-z secara berturut-turut, viskositas dinamikanya adalah  $\eta$ , dan tekanan udara dalam model tersebut adalah **p**, maka persamaan diferensial parsial untuk aliran ini mengikuti persamaan Navier-Stokes yang dirumuskan berikut ini (Pnueli dan Gutfinger, 1992: 160).

$$\rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)$$

$$\rho \left( \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \tag{2}$$

$$\rho \left( \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right)$$

Dalam penelitian ini persamaan tersebut diterapkan untuk dua dimensi dalam arah sumbu-x dan sumbu-y, untuk aliran udara tak-kompresibel stasioner.

Solusi analitik persamaan diferensial yang menggambarkan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang sukar dikerjakan. Oleh karena itu diperlukan solusi numerik. Langkah pertama solusi numerik adalah diskretisasi. Dalam hal ini digunakan metode *FE* (*finite elements* = elemen hingga).

Perangkat lunak yang digunakan untuk mewujudkan visualisasi dalam penelitian ini adalah *Femlab* (Comsol, 1994-2002: 208-213). Langkah pertama yang dilakukan adalah menetapkan model *multiphysics*, dalam dua ragam, yaitu *2D*, *Incompressible Navier-Stokes*, *Stasionary* dan *Weak boundary constraint*. Kemudian digambarkan model geometri penampang

sayap pesawat terbang yang berada dalam medan aliran berbentuk *airfoil* dan persegi panjang lengkap dengan sumbu dan kisinya.

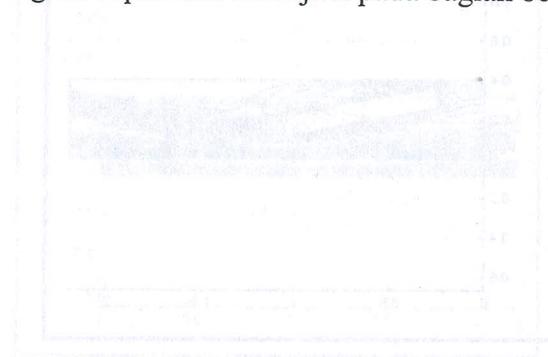
Parameter-parameter massa jenis, viskositas dinamik, dan kecepatan udara ditetapkan sebagai konstanta. Dalam model ini ditetapkan bahwa massa jenis  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ , viskositas dinamik  $\eta = 1,0 \times 10^{-3} \text{ kg/m s}$ . Kecepatan-kecepatan maksimum aliran udara  $U_{\text{max}} = 0,3 \text{ m/s}, 0,6 \text{ m/s}, 0,9 \text{ m/s}$ .

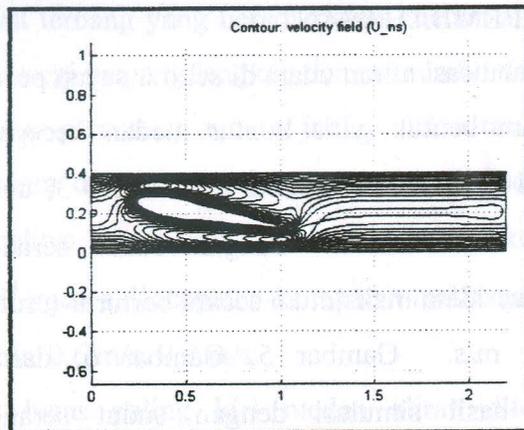
Syarat batas paling kiri medan aliran ditetapkan untuk kecepatan horizontal  $u = 4U_{\text{maks}}(1-s)$  dan kecepatan arah vertical  $v = 0$ . Variabel  $s$  adalah parameter yang bernilai antara 0 dan 1. Syarat batas paling kanan medan aliran ditetapkan dengan tekanan  $p = 0$ . Pada batas sayap pesawat terbang ditetapkan bahwa  $u$  dan  $v$  adalah variabel kendala (*constraint variable*). Kemudian koefisien persamaan diferensial parsial untuk massa jenis dan viskositas dinamis disesuaikan.

Parameter jala (*mesh parameter*) ditetapkan dengan mempertimbangkan model geometri yang telah digambarkan. Dalam hal ini ukuran jala maksimum secara menyeluruh ditetapkan 0,03, laju perkembangan jala 1,2, dan faktor kelengkungan jala 0,1. Akhirnya visualisasi aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang tersebut diperoleh dengan menekan ikon *Solve Problem*.

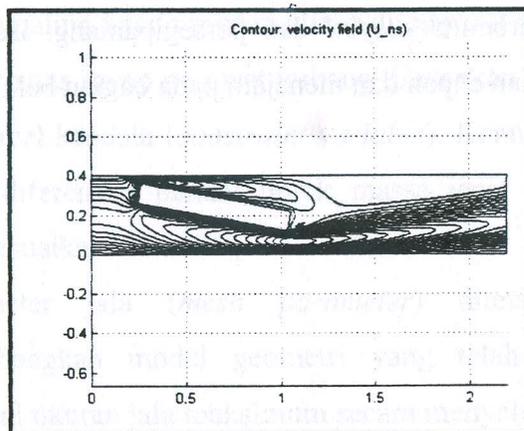
## HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil visualisasi aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang disajikan dalam bentuk garis kontur medan kecepatan, dengan sudut serang  $10^\circ$  dan  $15^\circ$ . Gambar 2, Gambar 3, dan Gambar 4 menunjukkan hasil simulasi dengan sudut serang  $10^\circ$  dan kecepatan aliran udara maksimum secara berturut-turut 0,3 m/s, 0,6 m/s, dan 0,9 m/s. Gambar 5, Gambar 6, dan Gambar 7 menunjukkan hasil simulasi dengan sudut serang  $15^\circ$  dan kecepatan aliran udara maksimum secara berturut-turut 0,3 m/s, 0,6 m/s, dan 0,9 m/s. Dalam masing-masing gambar dilukiskan penampang berbentuk *airfoil* dan persegi panjang. Bentuk *airfoil* membulat bagian depan dan menajam pada bagian belakang.



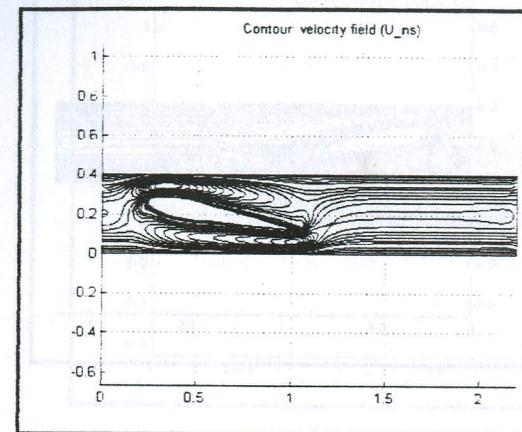


(a)

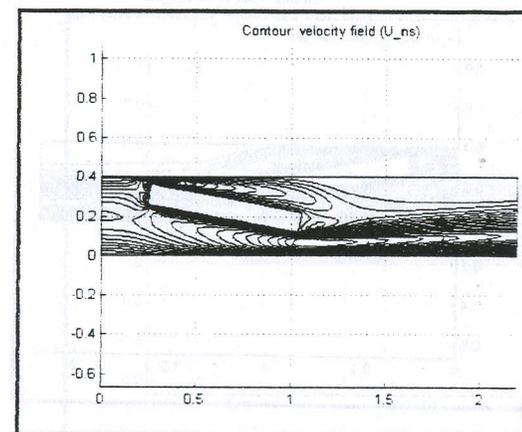


(b)

Gambar 2. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $10^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,3 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.

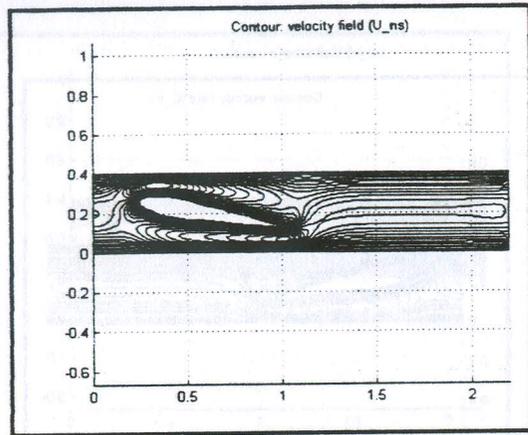


(a)

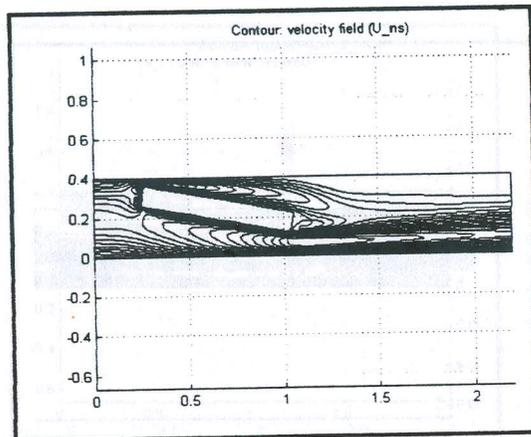


(b)

Gambar 3. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $10^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,6 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.

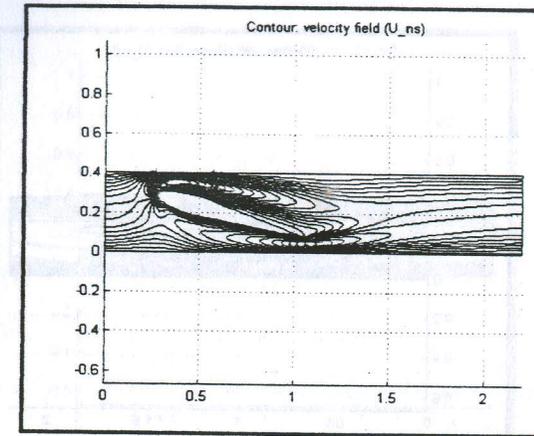


(a)

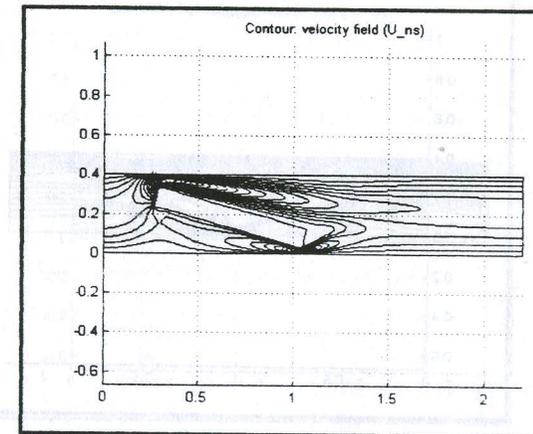


(b)

Gambar 4. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $10^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,9 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.

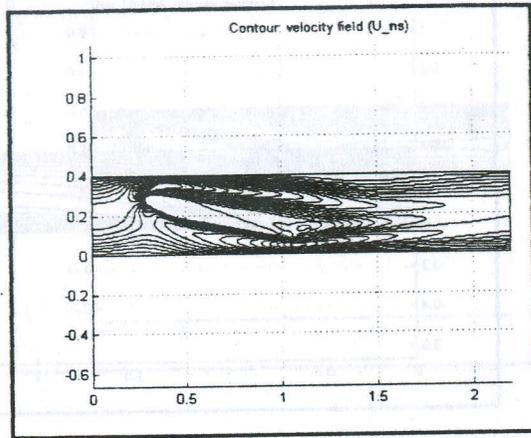


(a)

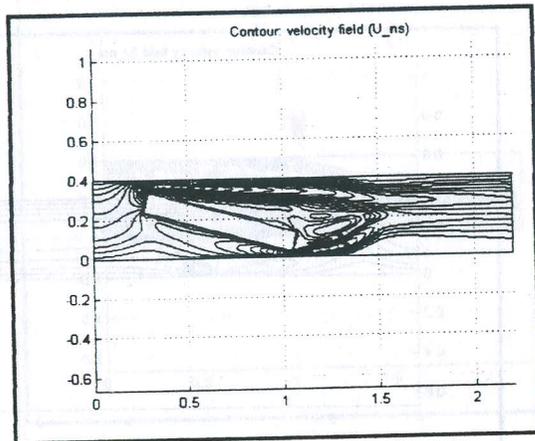


(b)

Gambar 5. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $15^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,3 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.

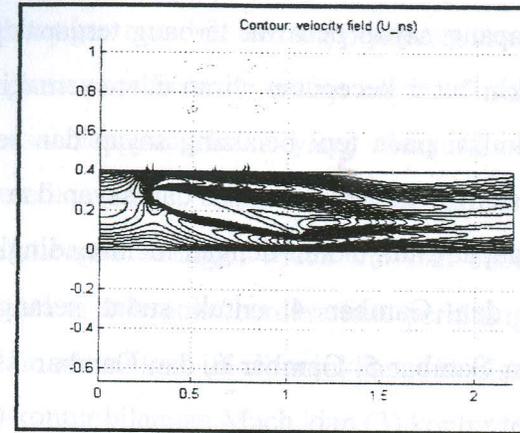


(a)

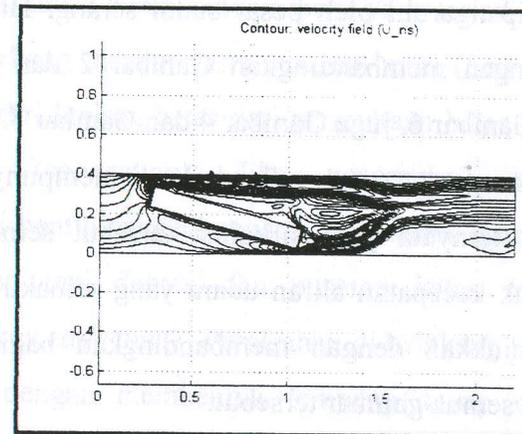


(b)

Gambar 6. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $15^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,6 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.



(a)



(b)

Gambar 7. Visualisasi garis kontur kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dengan sudut serang  $15^\circ$ , kecepatan aliran udara maksimum 0,9 m/s, dan penampang: (a) berbentuk *airfoil*, (b) andaikata berbentuk persegi panjang.

Semua gambar menunjukkan bahwa pada tepi depan dan tepi belakang penampang sayap pesawat terbang terdapat pola kontur sirkulasi. Semakin besar kecepatan aliran udara semakin kompleks pola kontur sirkulasi pada tepi belakang sayap dan semakin luas pula pola sirkulasinya, akhirnya terlepas dari sayap dan bergerak ke kanan. Hal ini dapat ditunjukkan dengan membandingkan Gambar 2, Gambar 3, dan Gambar 4 untuk sudut serang  $10^\circ$  serta membandingkan Gambar 5, Gambar 6, dan Gambar 7 untuk sudut serang  $15^\circ$ .

Pola kontur aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang tersebut juga dipengaruhi oleh besar sudut serang. Hal ini dapat ditunjukkan dengan membandingkan Gambar 2 dan Gambar 5, Gambar 3 dan Gambar 6, juga Gambar 4 dan Gambar 7.

Jika penampang sayap diandaikan mempunyai bentuk persegi panjang, ternyata pola sirkulasi tersebut semakin rumit, lebih-lebih untuk kecepatan aliran udara yang semakin besar. Hal ini dapat ditunjukkan dengan membandingkan bagian (a) dan bagian (b) pada semua gambar tersebut.

Berdasarkan uraian di atas dapat dikatakan bahwa pola kontur medan kecepatan aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang dipengaruhi oleh beberapa faktor. Dalam penelitian ini faktor-faktor yang mempengaruhi adalah kecepatan aliran udara, sudut serang, dan bentuk penampang sayap.

Anderson (1992: 445-456) telah melakukan penelitian dengan perhitungan numerik tentang persamaan rasional kecepatan penuh dan persamaan Euler di sekitar *airfoil*. Dalam penelitian ini digunakan kisi lengkung-lurus yang disesuaikan dengan batas *airfoil*. Kemudian dibuat visualisasi aliran transonik pada *NACA 0012 airfoil* dengan bilangan Mach 0,8 dan sudut serang  $1,25^\circ$  untuk arus bebas subsonik berdasarkan perhitungan Reddy dan Jacobs. Dalam visualisasi ini ditunjukkan: (1) distribusi koefisien tekanan, (2) kontur bilangan Mach, dan (3) kontur tekanan stagnasi.

Dalam mekanika fluida (Faber, 1995: 146, 171-174) peristiwa sirkulasi aliran fluida seperti yang terjadi di sekitar sayap pesawat terbang disebut garis pusaran batas (*bound vortex lines*). Pelepasan diri lapisan batas dari permukaan batas pesawat disebut pemisahan (*separation*). Jika penampang sayap pesawat mempunyai bentuk persegi panjang, pemisahan hampir pasti terjadi di belakang tepi depan, dan pusaran batas menjadi tampak semacam arus *eddy* tunak. Pemisahan di belakang tepi depan dapat diperkecil dengan membentuk lempeng sayap membulat pada bagian depan dan menajam pada bagian belakang, yang dikenal sebagai *airfoil*.

Sayap yang menopang pesawat dalam penerbangan subsonik adalah *airfoil*, dengan tepi belakang tajam untuk meningkatkan pelepasan pusaran awal dan membulat pada tepi depannya. Dalam

versi paling sederhana tentang teori sayap *airfoil* itu dianggap mempunyai luas penampang seragam. Dengan demikian aliran melewati sayap pada dasarnya dianggap dua-dimensi.

Pada sudut serang kritis tertentu lapisan batas terpisah di belakang bagian depan sayap pesawat yang membulat. Kemudian terbentuk arus *eddy* di tempat itu, dan jika arus *eddy* ini terlepas kekuatan pusaran batas residu tiba-tiba turun. Pesawat terbang kemungkinan besar jatuh secara dramatis, karena sebagian besar gaya yang menopangnya tiba-tiba hilang. Dengan perkataan lain terjadi pemisahan serius yang menghasilkan gaya angkat hilang dan gaya seret meningkat. Kondisi semacam ini disebut *stall*. Nilai maksimum koefisien gaya angkat yang dapat dicapai sebelum *stall* bisa diperbesar dengan mengubah-ubah luas penampang *airfoil*, misalnya dengan membuat bentuk *airfoil* tak-simetris atau memberikan sirip belakang sayap. Dalam penerbangan komersial sirip belakang ini dibuat menggantung. Sirip ini diturunkan selama tinggal tinggal landas ketika gaya angkat sangat penting, dan sirip itu dinaikkan selama penerbangan tunak ketika gaya seret perlu diperkecil sehingga hemat bahan bakar. Strategi lain untuk mengurangi gaya seret adalah menambahkan celah pada bagian depan sayap pesawat.

## SIMPULAN

Berdasarkan analisis dan pembahasan dapat ditarik kesimpulan sebagai berikut.

1. Visualisasi aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang subsonik dapat dilaksanakan dengan bantuan perangkat lunak *Femlab*. Pola kontur medan kecepatan aliran udara di sekitar sayap bisa berbentuk sirkulasi.
2. Faktor-faktor yang mempengaruhi pola kontur medan kecepatan aliran udara di sekitar sayap adalah kecepatan aliran udara, sudut serang, dan bentuk penampang sayap. Peristiwa pemisahan pusaran batas pada bagian depan sayap pesawat dapat diperkecil dengan membentuk sayap pesawat membulat pada bagian depan dan tajam pada bagian belakang, yang disebut *airfoil*.
3. Pada sudut serang kritis tertentu bisa terjadi peristiwa *stall* yang dapat mengakibatkan pesawat jatuh. Dalam peristiwa ini pemisahan serius terjadi, yang menghasilkan gaya angkat hilang dan gaya seret meningkat. Untuk mengatur koefisien gaya angkat dan koefisien gaya seret dalam penerbangan komersial dipasang sirip berengsel pada bagian belakang sayap. Sirip ini dapat dinaikkan atau diturunkan untuk mengatur luas penampang *airfoil*. Pemasangan celah pada bagian depan sayap pesawat dapat menurunkan koefisien gaya seret. Dengan

demikian, efisiensi bahan bakar dan keselamatan dalam penerbangan dapat dikendalikan.

Penelitian ini diharapkan dapat dikembangkan lebih lanjut untuk mempelajari karakteristik pola aliran udara di sekitar sayap pesawat terbang untuk penerbangan subsonik maupun supersonik. Hasil visualisasi dan pengembangannya diharapkan dapat digunakan sebagai salah satu bentuk CAI (*Computer Assisted Instruction*) dalam bidang fisika dan rekayasa penerbangan.

#### DAFTAR PUSTAKA

- Anderson Jr., J.D. (1992). *Modern compressible Flow*. Second Edition. McGraw-Hill Publishing Company, New York.
- \_\_\_\_\_. (2000). *Introduction to Flight*. Fourth Edition. McGraw-Hill Publishing Company, New York.
- Comsolab. (1994-2002). *Femlab*. Comsol, Inc., Burlington, USA.
- DeVries, P.L. (1994). *A First Course in Computational Physics*. John Willey & Sons, Inc., New York.
- Faber, T.E. (1995). *Fluid Dynamics for Physicists*. Cambridge University Press, Cambridge.
- Hoffmann, K.H., Schreiber, M. (Eds.). (1996). *Computational Physics*. Springer-Verlag, Berlin.
- Pnueli, D., Cutfinger, C. (1992). *Fluid Mechanics*. Cambridge University Press, Cambridge.

Shames, I.H. (1992). *Mechanics of Fluids*. Third Edition. McGraw-Hill Inc., New York.

Veseley, F.J. (1994) *Computational Physics*. Plenum Press, New York.

#### Abstract

The present paper discusses the visualization of the flow field around a wing with macroscopic and microscopic details. The macroscopic flow field is obtained by solving the Navier-Stokes equations using a finite difference method. The microscopic flow field is obtained by solving the Navier-Stokes equations using a finite element method. The results show that the flow field around a wing is highly complex and the flow field is highly sensitive to the geometry of the wing. The present paper also discusses the application of the visualization of the flow field around a wing in the design of a wing.

Key words: visualization, flow field, wing, Navier-Stokes equations, finite difference method, finite element method.