

FENOMENA HISTERISIS PADA AIRFOIL YANG BERKEPAK/FLAPPING

Agus Aribowo*
Kyoji Yamamoto**
Sulisty Atmadl***

Abstrak

Tulisan ini menyajikan analisa numerik dari aliran kental benda 2-dimensi airfoil lentur, untuk bilangan Reynold 2000-4000, pada berbagai variasi sudut serang. Metoda beda terbatas (finite difference) digunakan untuk menyelesaikan persamaan 2-dimensi Navier-Stokes menggunakan sistem koordinat seputar benda yang sedang dianalisa.

Dalam studi ini diprediksi bentuk airfoil yang sedang berinteraksi dengan aliran sekitarnya. Kita mengetahui bahwa ketidak stabilan airfoil lentur, yang bergerak mengepak pada sudut serang kecil (sudut kritis) dengan tegangan kecil, bentuk airfoilnya akan melentur ke arah yang berlawanan.

Kita juga dapat mengamati adanya fenomena histerisis sekunder pada karakteristik aerodinamik, baik untuk sudut serang kecil maupun besar.

Abstract.

This paper deals with the numerical analysis of the viscous flow past 2-dimensional flexible air foil at Reynolds numbers about 2000, 4000 with various incidence. A finite difference method is used to solve the 2-D Navier Stokes equation in a body-fitted curvilinear coordinate system.

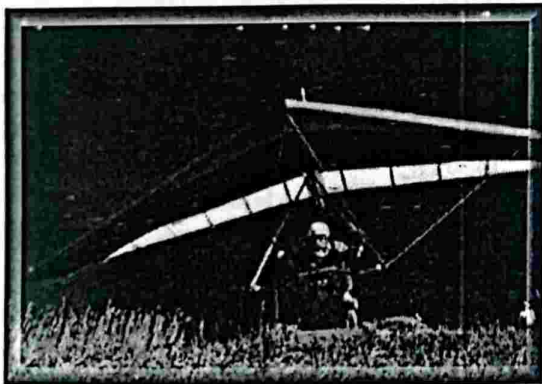
This study predicts the shape of air foil which interacts with the flow around it. We know that the flexible air foil flapping instability at low incidence (critical incidence) with low Tension, resulting air foil shape reflexed to the opposite direction.

We found the Secondary of Histeresis phenomenon in aerodynamics characteristics at small and high angles of attack.

Keyword: flexible airfoil, hysteresis, flapping, airfoil shape

I. PENDAHULUAN

Olah raga terbang dengan menggunakan pesawat Glider bersayap fleksible (kain) banyak digemari karena praktis dalam pengoperasiannya dan murah dalam pengadaannya. Berbeda dengan pesawat Glider bersayap tetap (rigid wing), kerangka sayap fleksible yang terdiri dari frame karbon maupun aluminium ringan, dan sayap yang terbuat dari bahan kain polyster, dapat dimungkinkan untuk dipasang-lepas (knock down) sehingga praktis dalam pengemasannya.



Gb. 1. Hang-Glider

Selain ringan, pesawat HangGlider ini mempunyai karakteristik yang berbeda dari Glider bersayap tetap. Yaitu pada titik pusat berat (grafitasi) nya. Biasanya pesawat bersayap tetap mempunyai pusat titik berat yang tetap. Dan untuk menyeimbangkan pesawat secara stabil diperlukan sayap ekor (tail / elevator wing). Sedangkan untuk sayap fleksible, tidak diperlukan tambahan sayap ekor, karena dari sifat kefleksibelan sayap jenis ini, titik pusat berat dapat dipindahkan guna mencapai posisi stabil. Fungsi ini dimiliki juga oleh burung purba pteranodon, yang memiliki sayap elastis tetapi tidak mempunyai ekor. Saat akan mendarat, keseimbangan didapat dengan cara memindahkan posisi kakinya ke arah muka, sehingga didapat gaya hambat (drag) terbesar. Sama halnya dengan pesawat glider. Saat glider mendarat, titik pusat berat dapat dipindahkan dengan cara memindahkan tubuh pilot ke titik tertentu.

Tetapi bila ditinjau secara teori, karakteristik aerodinamika dari sayap fleksible banyak yang belum dapat diketahui secara akurat. Aliran

* Peneliti Unit Uji Aerodinamika, LAPAN

** Fakultas Teknik, Universitas Okayama, Jepang.

*** Peneliti Pusat Teknologi Dirgantara Terapan, LAPAN

yang mengalir di sekitar sayap ini merupakan aliran yg sangat kompleks. Terutama akibat dari sifat fleksibilitas yang dimiliki sayap itu sendiri yang membuat rumitnya permasalahan. Sayap akan berubah bentuk bergantung pada aliran yang mengalir di sekelilingnya, dan perubahan bentuk sayap akibat perubahan aliran akan mempengaruhi karakteristik aliran yang mengalir disekelilingnya. Atau dapat dikatakan akan terjadi interferensi saling pengaruh antara sayap (bentuk) dengan aliran yang mengalir pada sekelilingnya.

Untuk melakukan prediksi saling pengaruh antara aliran dengan obyek, peneliti sebelumnya menggunakan asumsi obyek dalam keadaan rigid atau kaku (tidak berubah bentuk seiring dengan perubahan waktu) seperti pada teori sayap tipis kaku (*rigid thin airfoil theory*). Namun perbedaan antara kondisi nyata dan asumsi yang dibuat terlalu ekstrim, sehingga perlu dipikirkan metoda baru dimana obyek dapat bergerak bebas mengikuti pergerakan lingkungannya. Salah satu metoda yang bisa diterapkan adalah dengan menggunakan sistem koordinat yang fleksible terhadap perubahan kondisi aliran. Sistem koordinat Boundary Fitted (BF) yang dikembangkan oleh Thomson⁴) bisa digunakan karena mempunyai kelebihan yaitu mudahnya memusatkan titik-titik hitung disekitar obyek untuk setiap perubahan lingkungan yang terjadi. Kemudian juga, sistem ini sangat stabil ketika proses perhitungan berlangsung secara kontinyu selama obyek mengalami perubahan bentuk (*flapping*).

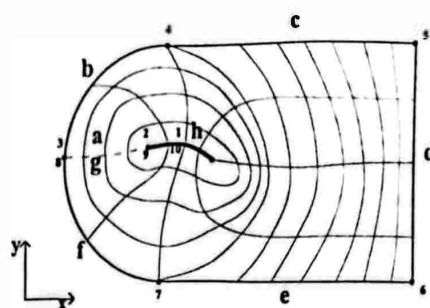
Pada penelitian ini digunakan obyek berupa sayap membrane (tanpa massa) dengan panjang tetap $P = 1.02$ (lebar $L = 1.0$) namun dapat berubah bentuk tergantung pada kondisi aliran disekelilingnya. Apabila benda tersebut di tempatkan pada aliran ber-Reynolds sedang ($Re = 2000, 4000$), fenomena apa yang terjadi pada sayap fleksible disekitar sudut serang kritis (± 0 deg), akan dibahas pada tulisan ini.

2. SISTEM KOORDINAT TRANSFORMASI

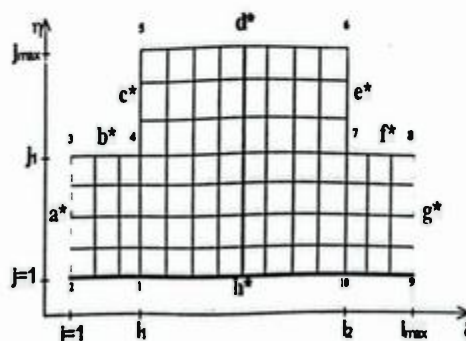
Dari hasil transformasi koordinat dengan pemecahan 2 persamaan poisson 4), akan didapat sistem koordinat kurva non linear yang sesuai dengan bentuk obyek yang selalu bergerak (terkontrol). Gb.2(a) adalah wilayah fisik awal berupa modifikasi tipe O-grid dan tipe

C-grid pada sumbu xy.

Sedangkan untuk gb.2(b) merupakan wilayah tranformasi bertipe T pada sumbu $\xi\eta$.



(a) Physical plane



(b) Transformed plane

Gb. 2. Wilayah transformasi

Keseluruhan wilayah perhitungan yang digunakan meliputi 163×80 titik untuk wilayah disekitar obyek (hulu) ($a^* \times h^*$) dan 80×40 titik untuk wilayah ulakan (hilir) ($c^* \times d^*$). Obyek berbentuk sayap membrane mempunyai sudut α dengan aliran yang searah dengan sumbu x. Bentuk obyek tersebut akan selalu berubah seiring dengan perubahan waktu dan kondisi aliran disekelilingnya. Dan itu dapat diartikan bahwa diperlukan perhitungan ulang untuk merubah seluruh titik-titik hitung setiap terjadi perubahan bentuk obyek.

3. METODA PERHITUNGAN

Metoda perhitungan numerik yang digunakan adalah metoda diferensial terbatas MAC (Marker And Cell), dimana metoda ini mempunyai kelebihan pada mudahnya perhitungan secara langsung, terutama untuk menghitung kecepatan (v) dan tekanan (p).

Untuk mencapai kestabilan perhitungan yang diinginkan, diperlukan akurasi yang tinggi dalam menghitung tekanan (p). Pencapaian iterasi yang stabil untuk perhitungan titik-titik

hitung akan membantu kestabilan proses perhitungan tekanan. Nilai *truncation error* rata-rata yang dicapai pada perhitungan ini adalah $< 10^{-6}$, dan untuk penentuan tekanan digunakan metoda *casting the shadow (CS)*, dimana pemenuhan rumus kontinuitas ($D = 0$) harus dicapai terlebih dahulu guna memutuskan nilai tekanan final.

Alur perhitungan untuk obyek bergerak secara garis besar dapat dibagi menjadi 4 bagian utama,

1. Perhitungan sistem koordinat dengan obyek mula (metoda BFCSS - *Grid Generator*).
2. Perhitungan aliran yang mengalir disekitar obyek (metoda MAC + CS).
3. Perhitungan gaya-gaya yang bekerja pada obyek (rumus keseimbangan + gaya Aerodinamika).
4. Akibat bekerjanya gaya pada obyek, dan untuk mencapai titik seimbang pada permukaan obyek, bentuk obyek dirubah.

Perubahan bentuk basil perhitungan no. 4, akan menghasilkan sistem koordinat yang baru. Dan proses perhitungan kembali pada proses no. 1 dan selanjutnya, untuk waktu hitung (*timestep*) selanjutnya.

4. GAYA ANGKAT DAN FENOMENA HYSTERESIS

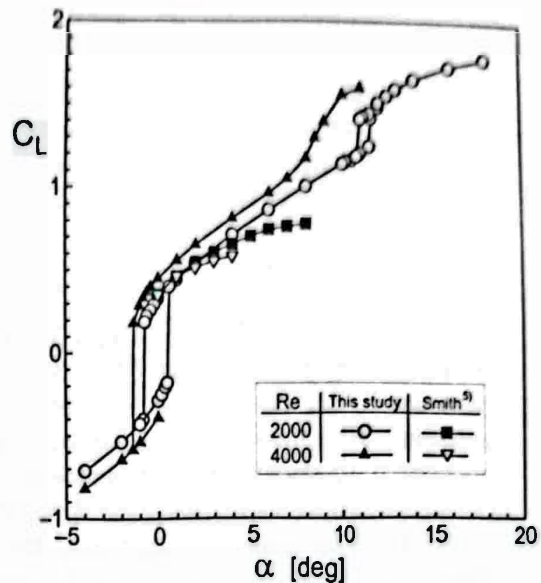
Gb. 3 menggambarkan nilai rata-rata koefisien gaya angkat pada masing masing bilangan *Re*, dibandingkan dengan hasil penelitian dari Smith⁵⁾. Didapat hasil bahwa nilai rata-rata koefisien lift secara linear naik seiring dengan membesarnya sudut serang. Ini disebabkan oleh penggunaan wilayah aliran yang berbeda, dimana Smith menggunakan wilayah aliran yang mendekati turbulens (masih dalam wilayah laminar). Sedangkan pada penelitian ini, digunakan wilayah aliran turbulens, dimana bisa didapat hasil simulasi yang mendekati keadaan sebenarnya.

Pada gambar yg sama, dapat diketahui bahwa saat sudut serang melewati 0 derajat, sayap belum mengalami perbalikan bentuk (*flapping*), sehingga nilai *Cl* masih positif.

Untuk $Re = 2000$, didapat hasil bahwa sayap mengalami perbalikan bentuk pada sudut -0.8 derajat, dan untuk $Re = 4000$ pada

sudut -1.4 derajat. Sayap setelah berbalik, nilai *Cl* pun berbalik pula (menjadi negatif).

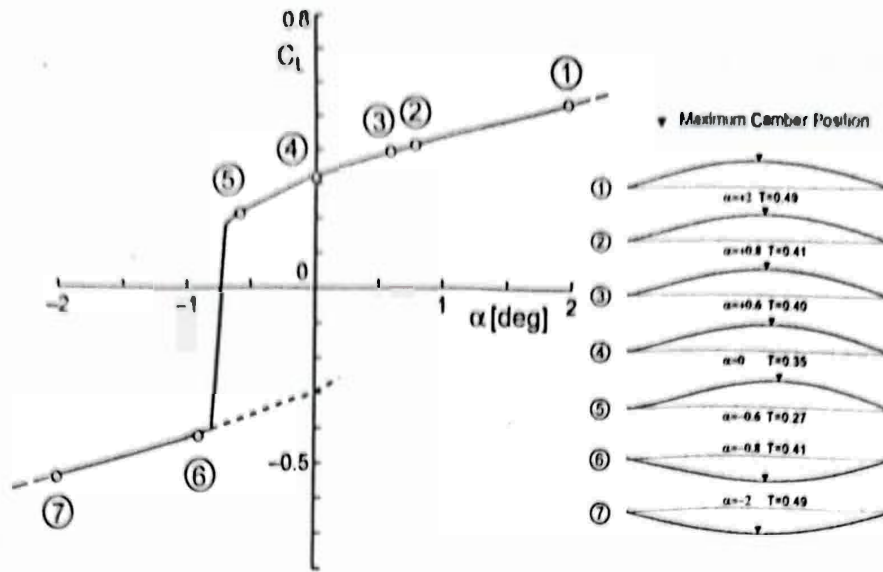
Sebaliknya, apabila sudut sayap tersebut dinaikkan kembali, dari nilai negatif ke arah positif, terjadi fenomena dimana sayap tidak berbalik pada sudut yang sama, namun akan melewati nilai 0 derajat dan kemudian berbalik pada sudut $+0.8$ derajat untuk $Re = 2000$, dan pada sudut $+1.4$ derajat untuk $Re = 4000$ (simetri dengan nilai sewaktu turun).



Gb. 3. Koef. Gaya angkat dibandingkan dengan data dari ref. Smith.

Fenomena ini sering disebut *Histeresis*, yang biasanya terjadi pada sudut kritis yaitu disekitar 0 derajat. Semakin besar bilangan Reynolds-nya (hingga batas tertentu), histeresis loop yang terjadi akan semakin melebar.

Histeresis yang kedua dapat dilihat pada gambar yang sama, pada sudut yang lebih tinggi (10 s/d 13 derajat). Berbeda dengan fenomena pada sudut rendah, fenomena yang kedua ini disebabkan oleh timbulnya *dynamic stall vortex* (pusaran) didaerah ujung depan bagian atas (*Leading Edge : LE*) sayap. Sebelum nilai *Cl* melonjak, yaitu didekat sudut 11 derajat, disekitar LE sudah muncul pusaran kecil, tetapi belum mempunyai energi untuk separasi dari permukaan sayap. Sewaktu sudut di naikkan menjadi 11.5 derajat untuk $Re = 2000$, tiba-tiba pusaran tsb melakukan separasi dari LE dan bergabung dengan pusaran didaerah ekor (*Trailing Edge : TE*) yang sudah ada pada sudut serang sebelumnya, dan ini mengakibatkan kenaikan tiba-tiba gaya angkatnya. Sebaliknya,



Gambar.4. Gaya angkat pada daerah histerisis dan pada $Re = 20000$ $\epsilon = 2\%$.

saat sudut sayap direndahkan (dari 13 derajat), pusaran di LE yang sudah menyatu dengan pusaran TE, tidak terpisah hingga sudut mendekati 10 derajat. Setelah melewati sudut 10 derajat, pusaran LE memisah dari pusaran TE, dan menghilang tiba-tiba, dan ini mengakibatkan gaya angkat mendadak turun.

5. PERGERAKAN OBYEK

Gb. 4. menggambarkan perbesaran gaya angkat dalam wilayah kritis bersama dengan bentuk sayap dalam perubahannya. Tanda ▼ pada permukaan sayap adalah posisi titik maks. camber. Seperti pada penjelasan sebelumnya mengenai fenomena hysteresis yang terjadi pada sudut rendah, digambarkan lebih detail pada gambar diatas. Pada sudut 2 derajat, posisi titik maks. camber berada tepat di tengah sayap. Dan posisi titik ini semakin bergerak kearah TE seiring dengan menurunnya sudut sayap. Pada sudut 0 derajat (4), nilai C_l masih positif namun bentuk LE sayap sedikit berubah dari cembung menjadi datar. Ini disebabkan oleh terjadinya perpindahan titik stagnasi aliran dari LE permukaan bawah menuju LE permukaan atas pada sudut kritis (± 0 derajat). Terlebih lagi pada sudut -0.6 derajat, titik maks. camber berada posisi paling belakang, nilai Tension (T) sayap mempunyai nilai terkecil, dan permukaan LE sayap sudah terlebih dulu berubah bentuk dari cembung menjadi cekung walau sebagian besar

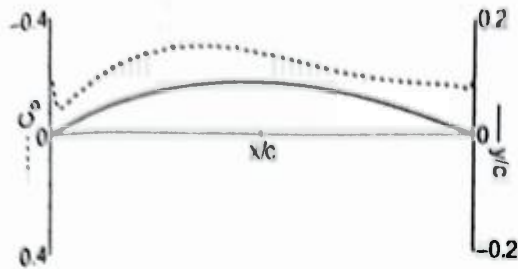
sayap masih berbentuk cembung. Tepat setelah sayap berbalik bentuk pada sudut -0.8 derajat, posisi titik maks. camber dan nilai T sama dengan sudut kebalikannya. Demikian juga saat sudut negatif semakin diperbesar, akan didapat hasil simetri dengan sayap pada sudut positif.

6. DISTRIBUSI TEKANAN

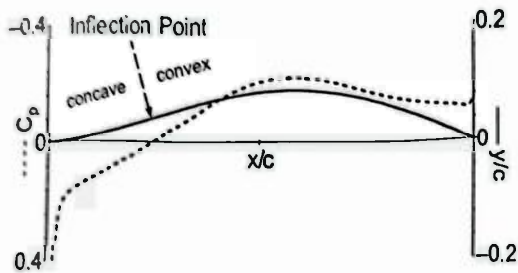
Gambar 5, 6 menggambarkan distribusi tekanan untuk permukaan atas sayap dan hubungannya dengan bentuk sayap pada $Re = 2000$. Pada sudut $+4$ derajat (gb. 5.), seluruh tekanan bernilai negatif, bentuk sayap menegang sehingga sayap simetri kecembungannya. Sementara itu, bila sudut sayap diturunkan hingga -0.6 derajat, distribusi tekanan pada 1/4 wilayah (LE) berubah menjadi positif nilainya. Ini mengakibatkan semakin lemahnya permukaan bagian LE menahan tekanan aliran. Bagian ini terbagi wilayahnya pada titik balik (*inflection point*) dimana nilai koefisien tekanan $C_p = 0$. Untuk wilayah bertekanan negatif, bentuk sayap adalah cembung seperti semula, dan untuk wilayah bertekanan positif bentuk sayapnya berubah menjadi cekung.

Semakin turun sudut sayap, yang diikuti dengan semakin banyaknya wilayah bertekanan positif, akan mengakibatkan pula semakin meluasnya bentuk sayap yang berubah menjadi cekung. Dan ini terjadi pada sudut -0.8 derajat, dimana bentuk mengalami perubahan bentuk

total (dari cembung ke cekung), dan distribusi tekanannya menjadi berbalik sama sekali.



Gb. 5. Tekanan pada permukaan atas dan bentuk membran, $\alpha = +4$ $Re = 2000$



Gb. 6. Tekanan pada permukaan atas dan bentuk membran, $\alpha = -0.6$ $Re = 2000$

REFERENSI

[1] G. Thwaites, 1961, *Aerodynamics Theory of Sails*, *Proceedings of Royal Society of London*, Vol. 261, pp. 402-442.

[2] Sugimoto, T., Sato, J., 1991, *Aerodynamics characteristics of two-dimensional membrane airfoils*, *Trans. Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 104, pp. 88-100.

[3] Greenhalgh, S., 1984, *Aerodynamics Properties of a Two-Dimensional Inextensible Flexible Airfoil*, *AIAA Journal*, Vol. 22, No.7, pp.865-870

[4] Thompson, J. F., Warsi, Z. U. A., Mastin, W. C., 1985, *Numerical Grid Generation*, Elsevier Science, Amsterdam.

[5] Smith, R., Shyy, W., 1995, *Computational Model of Flexible Membrane Wings in Steady Laminar Flow*, *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, pp. 1769-1777.

[6] Yamamoto, K., Aribowo, A., 1999, *Numerical analysis of a wake behind a membrane*, *Proceedings of the 77 th JSME Fluid Engineering Conference*, Tottori - Japan, pp.612.

[7] Yamamoto, K., Aribowo, A., 2000, *Viscous flow past a flexible membrane*, *Proceedings of the Annual Meeting of Japan Society of Fluid Mechanics*, Kyoto - Japan, A1 15.