

PENELITIAN KARAKTERISTIK AERODINAMIKA TRAILING EDGE SIRIP ROKET PADA KECEPATAN TRANSONIK DENGAN SIMULASI NUMERIK

Agus Aribowo
Peneliti Unit Uji Aerodinamika LAPAN

ABSTRACT

Research of fin aerodynamic at a speed of Transonic of importance remember at this speed regim rocket have strongly increase in coefficient of drag, where will cause negativity to attainment of altitude target or its dynamics stability. In general there is 3 fin type which is inveterate to be used by rockets of LAPAN. Third of him have been done by examination use simulation of CFD in 2-D compressible flow at a speed of 1.6 M to 2.4 M. From result of the research discovered behavioral phenomenon bom embryo of Shockwave at a speed of transonic in region of models B trailing edge cause direct to degradation of pressure and enlarge coefficient of drag.

ABSTRAK

Penelitian *aerodynamic scrip* pada kecepatan Transonik sangat penting mengingat pada regim kecepatan ini roket mengalami fase kenaikan gaya hambat yang tajam, dimana akan berakibat negatif terhadap pencapaian ketinggian target dan stabilitas dinamikanya. Secara umum ada 3 jenis sirip yang lazim digunakan pada roket-roket LAPAN. Ketiganya telah dilakukan pengujian menggunakan simulasi CFD aliran terkompres dalam 2 dimensi pada kecepatan 1.6 M s.d 2.4 M. Dari hasil penelitian diperoleh fenomena perilaku lahirnya embrio *Shockwave* pada kecepatan transonik di wilayah *trailing edge* model B berakibat langsung terhadap penurunan tekanan dan memperbesar gaya hambatnya.

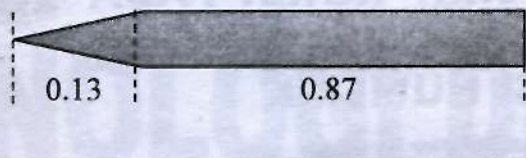

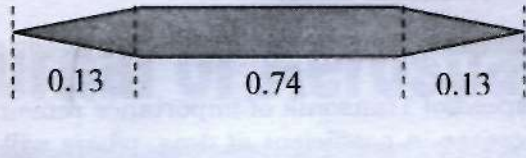
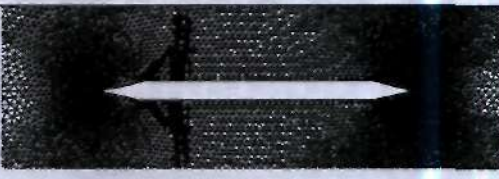
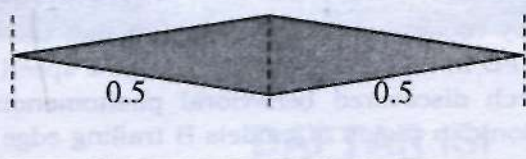

1 PENDAHULUAN

Wahana terbang untuk bisa melakukan terbang jelajah, menggunakan sayap untuk mendapatkan gaya angkat yang sebanding dengan berat total wahana tersebut. Selain itu wahana dilengkapi dengan sirip atau ekor yang berguna sebagai penyeimbang dari ketidakstabilan dinamikanya. Di sinilah adanya perbedaan fungsi antara sayap dan sirip, dimana gaya angkat sayap digunakan untuk mengimbangi berat wahana, sedangkan gaya angkat sirip digunakan sebagai pemulih keseimbangan wahana yang berporos pada pusat gaya (titik berat) wahana.

Bentuk penampang sirip ada beberapa macam jenisnya. Roket LAPAN selama ini banyak menggunakan sirip dengan penampang model A (Gambar 1-1).

Spesifikasi bahan dasar logam yang digunakan akan berpengaruh terhadap tingkat kesulitan dalam proses pabrikan sirip tersebut. Namun dengan semakin tingginya kemampuan alat-alat bubut seperti CNC, prinsip Aerodinamika bisa lebih diutamakan demi pengoptimalan desain dibanding dengan tingkat kesulitan dalam proses pembuatan sirip tersebut.

Dalam penelitian ini, dibuat tiga model penampang sirip yang lazim digunakan pada roket padat tanpa kontrol. Perbedaan mencolok geometri dari ketiganya adalah pada *trailing edge* sirip. Model A mempunyai *trailing edge* yang tumpul, Model B *trailing edge* yang simetri dengan *leading edge*-nya, dan model C adalah sirip simetri pada kedua *edge*-nya.

Model	Geometri Model (%)	Pola Grid yg telah diadaptasikan
A		
B		
C		

Gambar 1-1: Bentuk geometri dan pola grid sirip model A, B, dan C

Bagaimana efek aerodinamika dari perbedaan *trailing edge* sirip yang terjadi saat sirip memasuki wilayah transonik dan bagaimana dengan pengaruh terhadap koefisien gaya hambat yang terjadi dan efek getaran yang terjadi telah dilakukan perhitungan numerik 2-D dengan menggunakan *solver Navier-Stokes* aliran terkompres (*Fluent*).

2 METODOLOGI PENELITIAN

2.1 Geometri Sirip Model

Gambar 1-1 menunjukkan geometri model sirip yang telah diuji. Panjang Sirip $L=1$, Panjang *leading edge* maupun *trailing edge* adalah 0.13 L. Ketebalan sirip semua model adalah 0.068 L. Di sebelah kanannya adalah gambar fisik pola Grid dari masing-masing model yang telah diadaptasi berdasarkan perubahan gradien tekanan pada tiap kecepatan.

2.2 Dasar Teori

2.2.1 Persamaan kontinuitas

Teori yang digunakan dalam mengungkap fenomena aliran dan *Shockwave* yang terjadi, adalah pendekatan *time-dependent* Navier-Stokes yang solid.

Adapun persamaan kontinuitas 2 dimensi Navier-Stokes adalah sebagai berikut :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v) = 0 \dots\dots\dots (2-1)$$

Persamaan momentum untuk sumbu x :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 + p - \tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho uv - \tau_{xy}) = 0 \dots (2-2)$$

Persamaan momentum untuk sumbu y :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho v) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho uv - \tau_{xy}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2 - \tau_{yy}) = 0 \dots (2-3)$$

Persamaan energi :

$$\frac{\partial}{\partial t}(E_t) + \frac{\partial}{\partial x}[(E_t + p)u + q_x - u\tau_{xx} - v\tau_{xy}] + \frac{\partial}{\partial y}[(E_t + p)v + q_y - u\tau_{xy} - v\tau_{yy}] = 0 \dots (2-4)$$

Pada persamaan di atas, E adalah jumlah secara fisik antara energi kinetik yang terjadi dengan energi internal e per satuan volume. Dan itu dapat dijabarkan sebagai berikut :

$$E_t = \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \dots\dots\dots (2-5)$$

Tegangan horisontal dan vertikal dapat di ekspresikan sebagai gradien kecepatan dan diwakili dengan persamaan berikut :

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \dots\dots\dots (2-6)$$

$$\tau_{xx} = \lambda(\nabla \cdot V) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \dots\dots\dots (2-7)$$

$$\tau_{yy} = \lambda(\nabla \cdot V) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \dots\dots\dots (2-8)$$

2.2.2 Variabel pendekatan

Keempat persamaan tersebut terdiri dari persamaan kontinuitas, persamaan momentum sumbu x dan sumbu y, dan persamaan energi. Ada 9 buah variable dalam persamaan tersebut yang belum diketahui yaitu : ρ , u , v , $|V|$, p , T , e , μ , dan k . Untuk mencakup semua itu, dibutuhkan asumsi persamaan tambahan sebagai berikut,

- Asumsi bahwa gas adalah Ideal Gas ($p = \rho RT$)
- Aliran memenuhi ketentuan sebagai ideal kalori ($e = c_v T$)
- x dan y merupakan komponen dari vector kecepatan $|V| = \sqrt{(u^2 + v^2)}$
- Dengan mengasumsikan bahwa gas adalah ideal dan viskositas dianggap berpengaruh, maka digunakan teori dari hukum *Sutherland*. Nilai referensi dari μ_0 dan T_0 adalah nilai standard pada ketinggian permukaan laut.

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{3/2} \frac{T_0 + 110}{T + 110} \dots\dots\dots (2-9)$$

- Nilai Prandtl dianggap konstan $Pr = 0.71$

2.2.3 Tekanan pada wilayah kritikal transonik

Pada saat kecepatan aliran laminar mendekati kecepatan *Mach* (M_∞), dengan referensi koefisien tekanan C_p pada titik sembarang diatas permukaan sirip dan bilangan *Mach* lokal pada permukaan

sirip, persamaan energi didapat sebagai berikut :

$$Cp = \frac{2}{\kappa M_\infty^2} \left[\left\{ \frac{2 + (\kappa - 1) M_\infty^2}{2 + (\kappa - 1) M^2} \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right], \dots\dots (2-10)$$

$$\kappa = Cp / Cv$$

Pertambahan bilangan *Mach* akan membawa akibat menurunnya koefisien tekanan yang berdampak kepada kenaikan bilangan *Mach* lokal pada permukaan sirip. Pada saat kecepatan mendekati $M = 1$, atau saat aliran memasuki kondisi kritis, persamaan diatas dapat dikembangkan menjadi,

$$Cp^* = \frac{2}{\kappa M_\infty^2 cr} \left[\left(\frac{2}{\kappa + 1} + \frac{\kappa - 1}{\kappa - 1} M_\infty^2 cr \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right] \dots (2-11)$$

Dimana, $M_\infty cr$ adalah bilangan *Mach* kritis, dan Cp^* adalah koefisien tekanan kritis.

Pembagian bilangan *Mach* dan Koefisien Tekanan pada permukaan sirip, pada aliran terkompres, dapat dibagi menjadi 3 bagian :

Sirip Subsonik \Rightarrow

$$M_\infty < M_{\infty critical}, M < 1, c_p > c_p^*$$

Sirip Transonik \Rightarrow

$$M_\infty \geq M_{\infty critical}, M \geq 1, c_p << c_p^*$$

Sirip Supersonik \Rightarrow

$$M_\infty > 1, M > 1, c_p < c_p^*$$

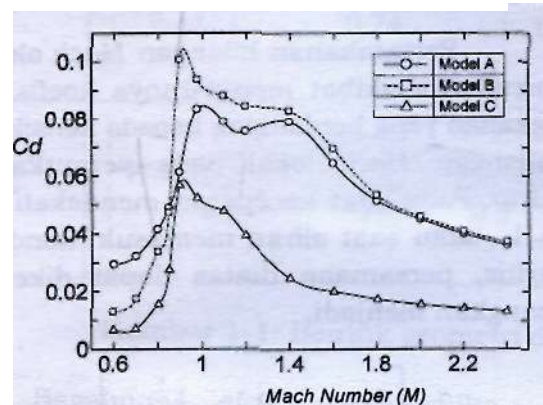
3 HASIL PERHITUNGAN

3.1 Koefisien Gaya Hambat (Cd)

Perhitungan numerik telah dilakukan pada kecepatan aliran tak terganggu $M_\infty = 0.6$ s.d 2.4 yang merupakan wilayah perantara kritikal Transonik dengan Supersonik. Gambar 3-1 menunjukkan hubungan antara koefisien gaya hambat yang terjadi pada tiap-tiap model uji dalam berbagai variasi kecepatan.

Secara garis besar, dari Gambar 3-1 dapat disimpulkan bahwa :

- ✦ $M < 0.9 \Rightarrow C_d$ (koefisien gaya hambat) dari |model A| > |model B| > |model C|
- ✦ $0.9 \leq M \leq 1.8 \Rightarrow C_d$ dari |model B| > |model A| > |model C|
- ✦ $M > 1.8 \Rightarrow C_d$ dari |model A| = |model B| > |model C|



Gambar 3-1: Koefisien gaya hambat (C_d) pada $\alpha = 0^\circ$

Pada Gambar 3-1 di atas, di wilayah transonik, model A dengan *trailing edge* tumpul ternyata mempunyai koefisien gaya hambat yang lebih rendah daripada model B. Fenomena ini hanya terjadi pada wilayah kecepatan transonik, kebalikan dengan pada saat kecepatan masih berada dalam wilayah subsonik. Pada saat kecepatan mendekati wilayah kritis transonik (0.9 M s.d 0.98 M), terjadi perbedaan gaya hambat yang cukup tajam antara model A dengan model B dibandingkan pada wilayah kecepatan sebelum dan sesudahnya.

Selain itu, pada wilayah kritis tersebut koefisien gaya hambat model A dengan model C mendekati sama besar.

Sedangkan pada wilayah stabil supersonik ($M > 1.8$), koefisien gaya hambat model A dan B mempunyai nilai yang mendekati.

3.2 Distribusi Tekanan pada $M_\infty = 0.8$

Untuk menjelaskan fenomena perubahan koefisien gaya hambat pada wilayah kritikal transonik ini diperlukan data mengenai koefisien tekanan yang

terjadi di sekitar permukaan sirip dan data mengenai kecepatan aliran disekitar permukaan sirip yang dimungkinkan akan mempengaruhi kenaikan gaya hambatnya.

Pada Gambar 3-2 dan 3-3 menjelaskan visualisasi kontur tekanan dan distribusi tekanan pada permukaan ketiga sirip yang diuji pada kecepatan aliran tak terganggu $M_\infty = 0.8$. Untuk model A dan B pada *leading edge*-nya, telah terjadi penurunan tekanan akibat lahirnya *embryo normal Shockwave*, dan itu merupakan bukti bahwa kecepatan aliran disekitar *leading edge* sudah mendekati $M=1$.

Untuk model B pada *trailing edge*-nya terjadi pula penurunan tekanan akibat ekspansi *normal Shockwave*

Pada model C, ekspansi normal *Shockwave* hanya terjadi pada titik tertebal dari *camber* sirip dan itu dapat dilihat dari adanya penurunan tekanan di area tersebut.

3.3 Distribusi Tekanan dan Kecepatan pada $M_\infty \sim 0.98$

Gambar 3-4, 3-5, dan 3-6 adalah gambar visualisasi kontur tekanan, distribusi tekanan, dan distribusi bilangan Mach pada permukaan sirip model yang diuji pada kecepatan $M=0.98$ dan $\alpha=0$ deg.

Seperti yang dapat dilihat pada Gambar 3-6, pada kecepatan aliran mendekati 1 Mach, kecepatan aliran pada *leading edge* model A dan model B masih berada dalam wilayah subsonik $M < 0.8$. Sedangkan pada wilayah ekspansi *leading edge* kecepatan aliran sudah memasuki kecepatan supersonik. Dari gambar tersebut diketahui bahwa kecepatan aliran mencapai hingga $M=1.4$ di area titik pertemuan antara *leading edge* dengan permukaan datar sirip.

Pada Gambar 3-6, di area titik pertemuan antara *leading edge* dengan permukaan datar sirip (model A dan model B), terjadi kenaikan kecepatan aliran pada daerah tersebut sehingga mengakibatkan koefisien tekanan me-

tingkat tajam dan" ini mengakibatkan gaya hambat menjadi besar.

Pada Gambar 3-5 dan 3-6 untuk model B, ekspansi aliran di daerah *trailing edge* telah menyebabkan perbesaran kecepatan hingga mencapai $M=1.5$ secara merata pada permukaan *trailing edge*, Hal ini berakibat juga pada penurunan tekanan secara drastis. Fenomena ini terjadi hanya pada regim kecepatan transonik dan mengakibatkan kenaikan gaya hambat untuk model B. Untuk kasus model A, dimana *trailing edge*-nya tumpul, tidak terjadi ekspansi aliran yang berakibat langsung kepada kenaikan gaya hambatnya.

4 KESIMPULAN

Pada pengujian secara simulasi model sirip dalam wilayah transonik dan supersonik, dapat diambil kesimpulan:

- Model dengan *trailing edge* tumpul (model A) mempunyai gaya hambat lebih besar dibanding dengan model sirip yang mempunyai *trailing edge* lancip (model B dan C) pada wilayah Subsonik ($M < 0.8$).
- Untuk wilayah transonik terjadi fenomena sebaliknya yaitu ekspansi

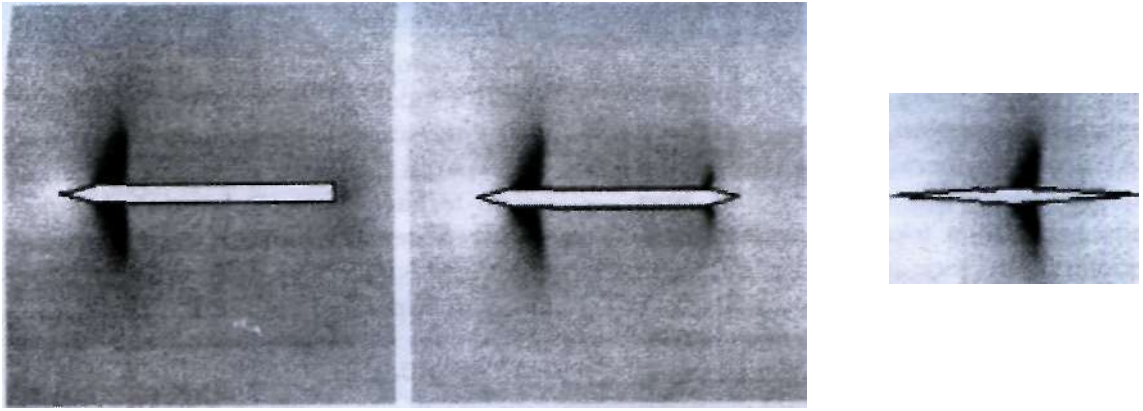
Shockwave pada *trailing edge* sirip model B mengakibatkan kenaikan gaya hambat dibanding dengan model A yang tidak mempunyai *trailing edge*.

- Untuk model C, saat kecepatan aliran tak terganggu mendekati $M = 1$, kecepatan aliran pada permukaan sirip terbagi dua yaitu, untuk *leading edge* kecepatan aliran adalah transonik $M < 0.8$ dan pada *trailing edge* adalah supersonik $M > 1.2$.

DAFTAR RUJUKAN

- H. W. Liepmann et al., 1952. *The Interaction between Boundary layer and Shock Waves in Transonic Flow*, NACARep. 1100.
- L. L. Levy, 1978. *Experimental and Computational Steady and unsteady Transonic Flow about a Thick airfoil*, AIAAJ, 16-6p.564.
- John Anderson Jr, 1995. *Computational Fluid Dynamics*, McGraw-Hill, New York.
- Nishiyama, Tetsuo, 1992. *The Wing Theory*, Nikkan Kogyo (in Japanese)
- Thompson Joe, Warsi Z.V.A., Wayne Mastin, 1985. *Numerical Grid Generation*, North-Holland, New York.

LAMPIRAN A

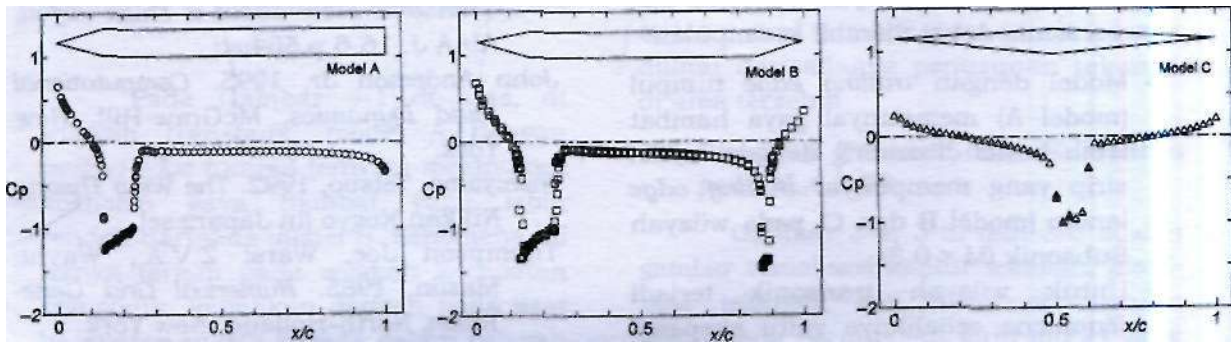


(a) Model A

(b) Model B

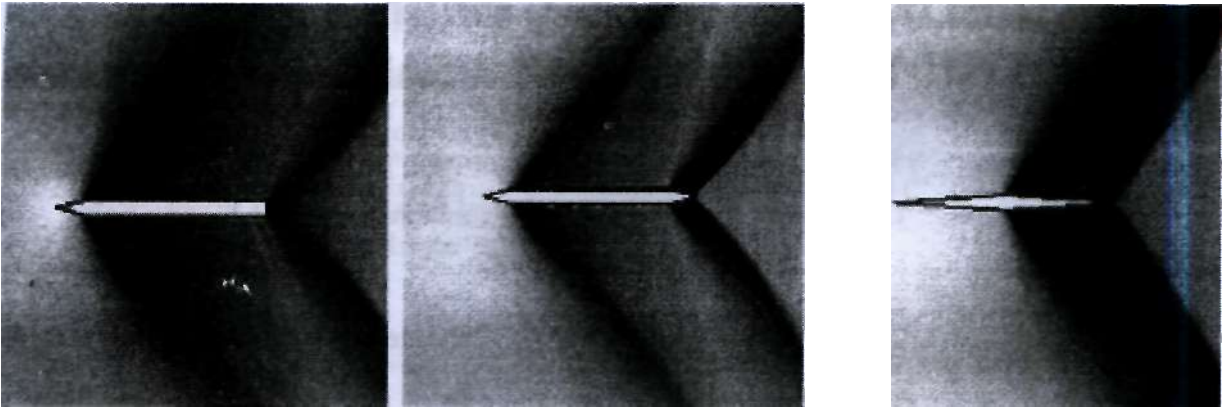
(c) Model C

Gambar 3-2: Visualisasi kontur koefisien tekanan sirip pada $\alpha = 0 \text{ deg}$, $M = 0.8$



Gambar 3-3 : Distribusi koefisien tekanan pada permukaan sirip pada $\alpha=0 \text{ deg}$, $M,-0.8$

LAMPIRAN B :

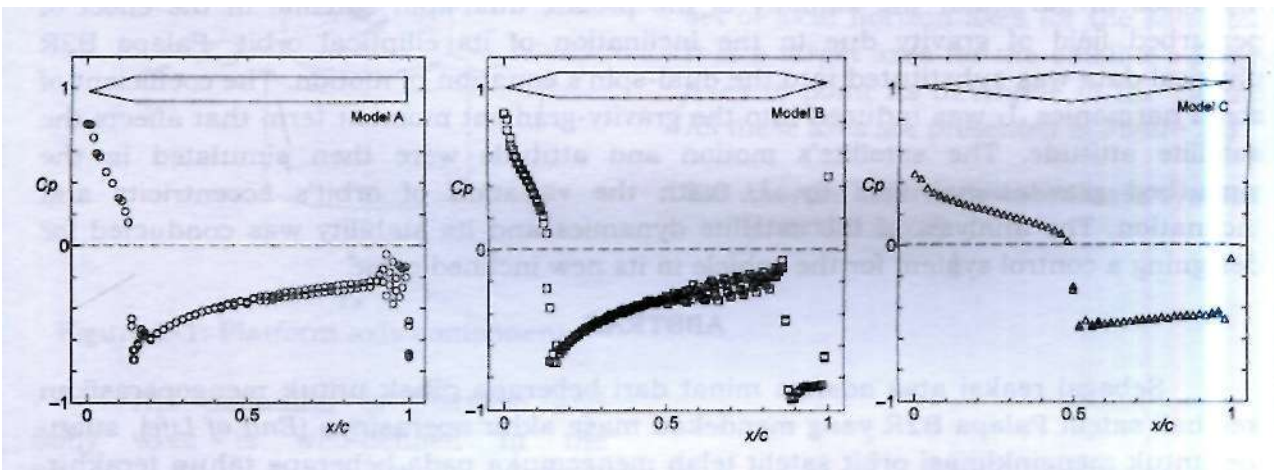


(a) Model A

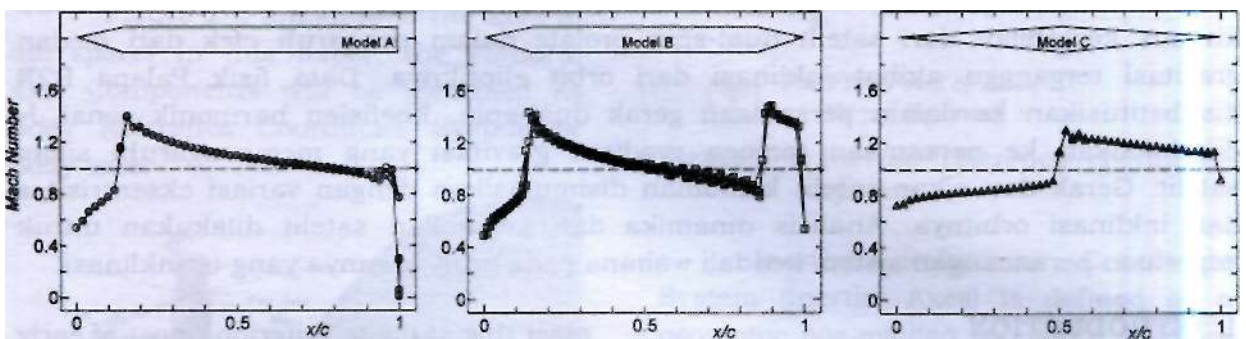
(b) Model B

(c) Model C

Gambar 3-4 : Visualisasi kontur koefisien tekanan sirip $\alpha = 0 \text{ deg}$, $M_\infty = 0.98$



Gambar 3-5 : Distribusi koefisien tekanan pada permukaan sirip $\alpha = 0 \text{ deg}$, $M_M = 0.98$



Gambar 3-6 : Distribusi bilangan mach pada permukaan sirip $\alpha = 0 \text{ deg}$, $M_\infty = 0.98$