

SIMULASI NUMERIK DINAMIKA FLUIDA SWEPTTAPER WING 3D DENGAN AIRFOIL 64A106 PADA ALIRAN SUBSONIK-SUPERSONIK

Subagyo
BBTA3 BPPTeknologi, Telp.021-7560902, Fax.021-7560901,
Kawasan PUSPIPEK, Setu, Tangerang Selatan, Indonesia
e-mail:cpbagyo@yahoo.com, Subagyo@bppt.go.id

Abstrak

Teknologi pesawat tempur berkembang sangat pesat pada abad XIX sehinggarezim terbang pesawat tempur sudahmencapai pada bilangan Mach dari 0.5 hingga 2.6. Pesawat tempur masa kini merupakan generasi lima yang pada umumnya menggunakan sayap dengan konfigurasiswepttaper wing. Pesawat tempur biasanya menggunakan sayap dengan *airfoil* setipis mungkin agar mendapatkan *drag* yang sekecil mungkin.Konfigurasi sayap *swepttaper wingairfoil* NACA 64A106 merupakan pilihan yang dapat digunakan. Penelitian aliran disekitar sayap *swepttaper wing* tiga dimensi (3 D) dengan *airfoil* NACA 64A106 untuk mengetahui pengaruh variasi bilangan Mach sangatlah penting. Penelitian ini memeriksa pengaruh variasi bilangan Mach dari 0.5 hingga 2.6 dengan metoda simulasi. Simulasi komputasi dinamika fluida dengan menggunakan *software FLUENT*. Hasil simulasi menunjukkan gaya angkat, gaya hambat dan momen sangat dipengaruhi oleh bilangan Mach.

Kata kunci: Simulasi, aliran , *swepttaper wing*, *airfoil*.

Abstract

Fighter aircraft technology developed very rapidly in the nineteenth century that the regime warplanes flew already reached on the Mach number of 0.5 to 2.6. Fighter aircraft today are the generation 5 are generally using a wing with taper sweptwing configuration. The fighter is usually used with airfoil wings as thin as possible in order to get the least possible drag. Sweptwing configuration NACA 64A106 airfoil wing taper is an option that can be used. The study flow around a wing taper sweptwing three-dimensional (3 D) with NACA 64A106 airfoil to determine the effect of variations in the Mach number is very important. The study examined the effect of variations in the Mach number of 0.5 to 2.6 with simulation method. Simulation flow around three-dimensional (3 D) swepttaper wing by using Computational fluid dynamics FLUENT software. The simulation results show the lift, drag and moment greatly influenced by Mach number.

Keywords: Simulation, flow, swepttaper wing, airfoil.

1. PENDAHULUAN

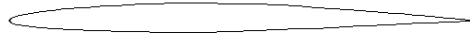
Pesawat tempur merupakan alat dan sarana untuk menjaga keamanan dalam mempertahankan kedaulatan negara. Sejarah perkembangan pesawat tempur berkembang dengan pesat pada abad XIX. Dewasa ini pesawat tempur mampu terbang dengan kecepatan dari 0.5 hingga 2.6 kali kecepatan suara atau lebih. Pesawat tempur generasi baru pada umumnya mempunyai sayap dengan konfigurasi berbentuk *swepttaper wing*. Aliran disekitar sayap pesawat tempur hingga kecepatan supersonik yang dipilih harus memiliki ketebalan yang setipis mungkin agar memiliki *drag* yang cukup rendah. Konfigurasi sayap *swepttaper wingairfoil* NACA 64A106 merupakan pilihan yang dapat digunakan untuk pesawat tempur.

Pada makalah ini membahas simulasi aliran disekitar *swepttaper wing* tiga dimensi (3D) yang dibentuk dari *airfoil* jenis NACA 64A106 yang dipakai sebagai sayap pesawat tempur seperti dapat dilihat pada Gambar 1-1 untuk mengetahui karakteristik aerodinamik konfigurasi sayap tersebut.

Pemahaman aliran disekitar *swepttaper wing* 3D dengan *airfoil* NACA 64A106 pada wilayah bilangan Mach antara 0.5 sampai dengan 2.6 menjadi sangat penting sebagai pertimbangan perancang konfigurasi pesawat [2][3]. Seperti diketahui karakteristik aliran pada rezim subsonic dengan sudut serang

tinggi akan mengalami separasi dan *stall*. Sedangkan pada rezim *transonic* dan *supersonic* belum banyak diketahui. Pada makalah ini dikaji bagaimana pengaruh bilangan Mach terhadap karakteristik aerodinamika aliran disekitar *swepttaper wing* 3D dengan *airfoil* NACA 64A106.

Penelitian dilakukan dengan metoda simulasi aliran disekitar *wing* dengan variasi bilangan Mach dan sudut serang menggunakan perangkat lunak *Computasional Fluid Dynamic* (CFD) komersial *Fluent* yang dimiliki oleh BBT3[4].



Gambar 1-1. Geometri *airfoil* jenis naca 64a106.

Numenclature:

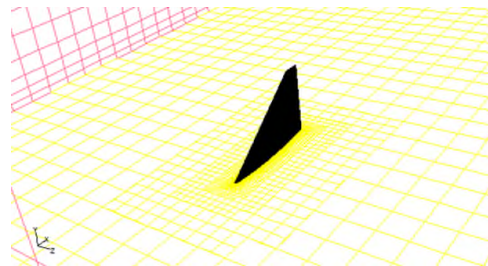
α (alfa)	: sudut serang
δ_{ij}	: delta kronecker = 1, jika $i = j$ = 0, jika $i \neq j$
ρ	: densitas udara
μ	: viscositas udara
C_L	: Koefisien Gaya Angkat
C_D	: Koefisien Gaya Hambat
C_M	: Koefisien Momen
C_p	: Koefisien Pressure
p	: tekanan
t	: waktu
x_i	: Koordinat Cartesian ke arah j , $j=1,2,3$

2. METODOLOGI

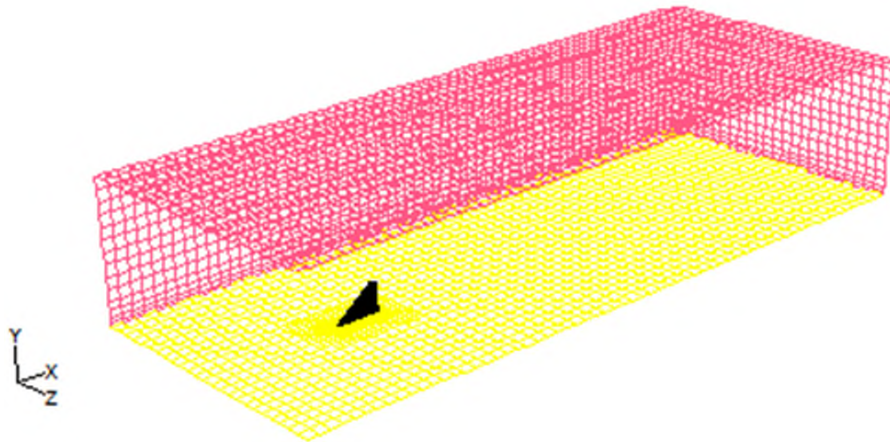
Pengkajian aliran fluida disekitar *swepttaper wing* tiga dimensi dengan metoda simulasi dinamika fluida untuk memahami fenomena yang terjadi. Apakah bentuk *swepttaper wing* dapat menghasilkan gaya dan momen yang memadai untuk menunjang prestasi terbang pesawat tempur. *Airfoil* yang dipilih untuk pesawat tempur diketahui dari simulasi dua dimensi (2D) mempunyai ketebalan yang tipis namun harus cukup kuat secara struktur sehingga penelitian ini dipilih geometri *airfoil* NACA 640106. Selanjutnya ada beberapa tahapan yang perlu dilakukan dalam melakukan simulasi CFD adalah:

A. MENENTUKAN DOMAIN KOMPUTASI DAN *GRID*

Domain komputasi CFD dibentuk berdasarkan model *swepttaper wing* seperti dapat dilihat pada Gambar 2-1[5] yang sudah dilengkapi beserta *grid*. *Grid* yang digunakan merupakan *grid* yang terstruktur. Sedangkan domain dibentuk sedemikian memiliki volume yang cukup besar dibandingkan *swepttaper wing* didalamnya sehingga efek dinding batas domain tidak berpengaruh seperti dapat dilihat pada Gambar 2-2.



Gambar 2-1. Mesh disekitar *swepttaper wing* NACA 640106.



Gambar 2-2. Domain komputasi simulasi *swept taper wing* 3 D.

B. MODEL TURBULENSI

Simulasi aliran disekitar *swept taper wing* perlu ditentukan model turbulensinya mengingat rentang kecepatan aliran dari *subsonic* ke *supersonic*. Penentuan model turbulensi dipilih harus memperhatikan komputer yang digunakan untuk melakukan simulasi. Pertama adalah jumlah *Random Access Memory* (RAM), kecepatan *clock* komputer yang dipakai.

Model turbulensi yang dimaksud adalah sebuah model yang diperlukan agar kita memperoleh solusi persamaan mekanika fluida yang berlaku yaitu persamaan kontinuitas dan persamaan Reynolds Average Navier-Stokes yang dapat dituliskan sebagai berikut;

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i u_j}) \quad (2)$$

Agar dapat menyelesaikan persamaan tersebut diatas suku terakhir dari persamaan (1.2)[6] harus dimodelkan. Berdasarkan pertimbangan hasil yang cukup memadai digunakan model turbulensi dengan simulasi *K- ω SST*.

Simulasi aliran disekitar *swept taper wing 3D* dilakukan dengan memvariasikan nilai bilangan Mach dan sudut serangnya. Bentuk domain yang digunakan dalam simulasi seperti yang ditunjukkan dalam Gambar 2-2.

Domain komputasi ini kemudian didiskretisasi dengan membuat kisi-kisi menjadi suatu *mesh*. Seperti yang diperlihatkan pada Gambar 2-2, mesh diatur sedemikian rupa sehingga cukup halus di daerah yang dekat dengan dinding di mana besaran-besaran aliran mempunyai gradient yang cukup beragam.

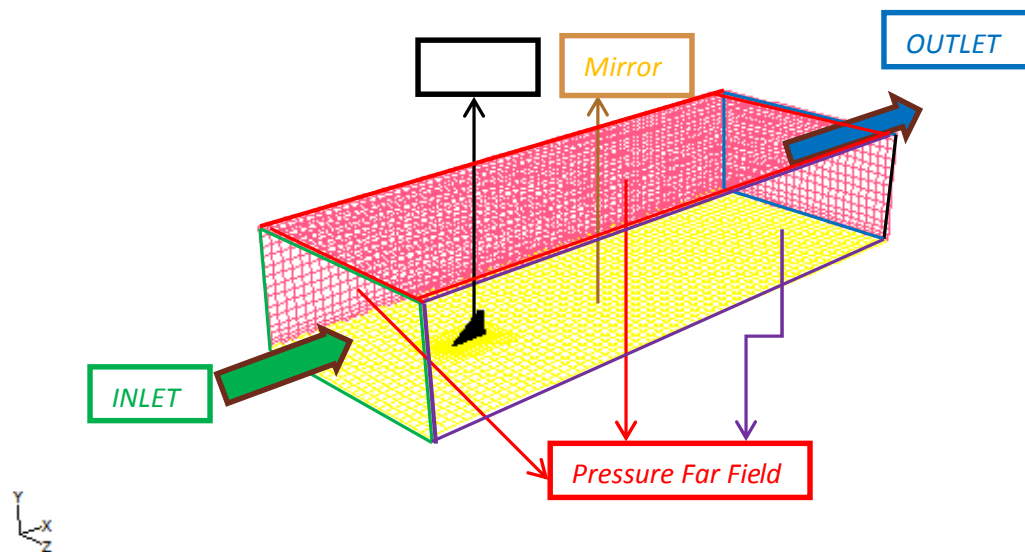
C. KONDISI SIMULASI DAN KONDISI BATAS

Kemudian untuk keperluan mengkaji karakteristik aerodinamik dengan variasi sudut serang dan bilangan Mach kondisi simulasi dapat dilihat pada Tabel 2-1 dibawah ini.

Tabel 2-1. Kondisi Simulasi

No	Parameter	
1	Simulasi	<i>Steady</i>
2	Model Fluida :	(1.23 kg/m ³)
3	Model perhitungan:	<i>Turbulence</i> Navier – Stokes
4	Model turbulensi :	<i>K-ω SST</i>
5	Sudut serang(α):	0 ⁰ -30 ⁰
6	Bilangan Mach Ma :	0.4-2.5
7	Pressure awal :	101325 Pa

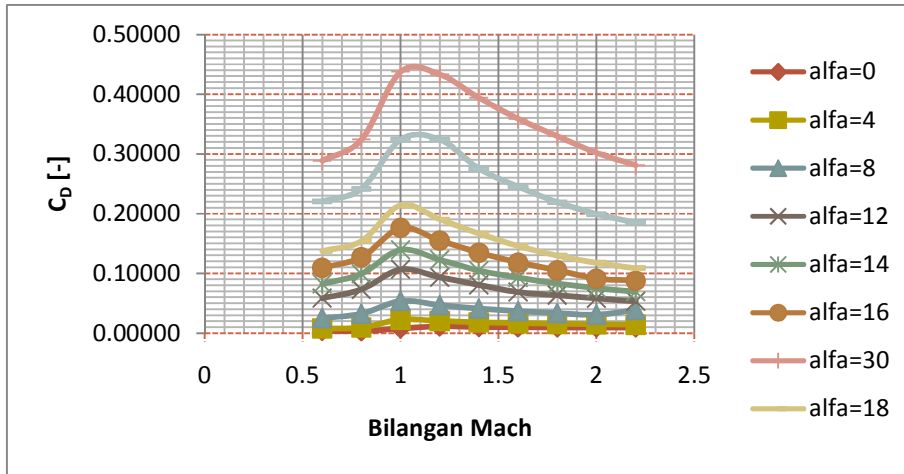
Bentuk mesh pada penelitian ini menggunakan 2 bentuk mesh yaitu mesh tersruktur (map) dan unstruktur (pave). Data yang diperlukan pada batas tergantung dari tipe kondisi batas dan model fisik yang dipakai (turbulensi, persamaan energi, multi-fasa dan lain-lain). Data yang diperlukan (*input*) pada kondisi batas merupakan data yang sudah diketahui atau data yang dapat diasumsikan. Dengan asumsi data tersebut harus diperkirakan mendekati yang sebenarnya. *Input* data yang menyimpang pada kondisi batas akan sangat berpengaruh terhadap hasil simulasi[7]. Kondisi batas pada Simulasi aliran disekitar *swept taper wing 3D* seperti ditunjukkan pada Gambar 2-3.

Gambar 2-3. Kondisi batas *swept taper wing* NACA 64A106.

3. HASIL DAN DISKUSI

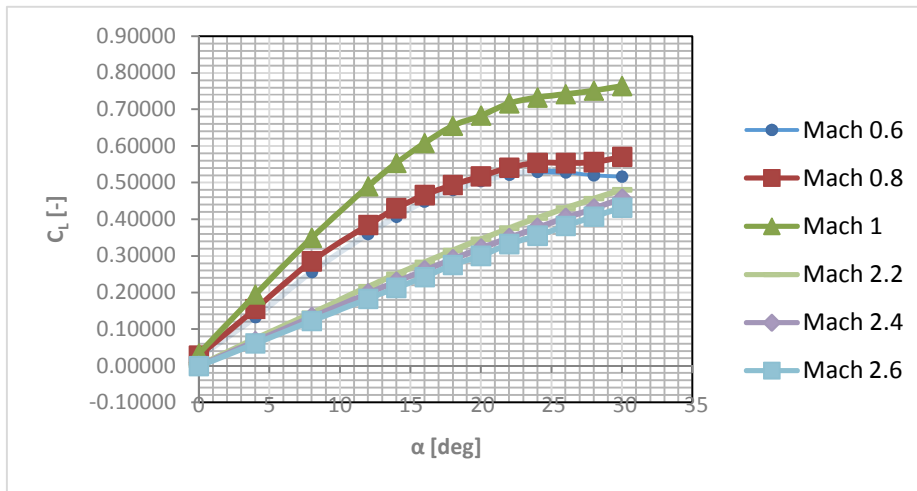
Hasil simulasi aliran disekitar *swept taper wing 3D* berupa gaya aerodinamika dan momen. Berdasarkan hasil simulasi 2 D bahwa *wing* yang relevan digunakan pesawat tempur dengan ketebalan *airfoil* yang setipis mungkin[8] agar diperoleh *drag* yang sekecil mungkin. Hal tersebut karena pada bilangan peralihan transonik diketahui terjadi perubahan nilai *drag* yang cukup besar pada berbagai sudut serang. Hasil serupa juga ditunjukkan pada hasil simulasi 3 D *swept taper wing* NACA64106 seperti dapat dilihat pada Gambar 3-1. Koefisien *drag* pada sudut serang yang lebih tinggi juga bervariasi terhadap nilai

bilangan Mach nilai C_D mencapai nilai maksimum pada $Ma=1$ dan kemudian turun berangsur-angsur sejalan bertambahnya bilangan Mach.

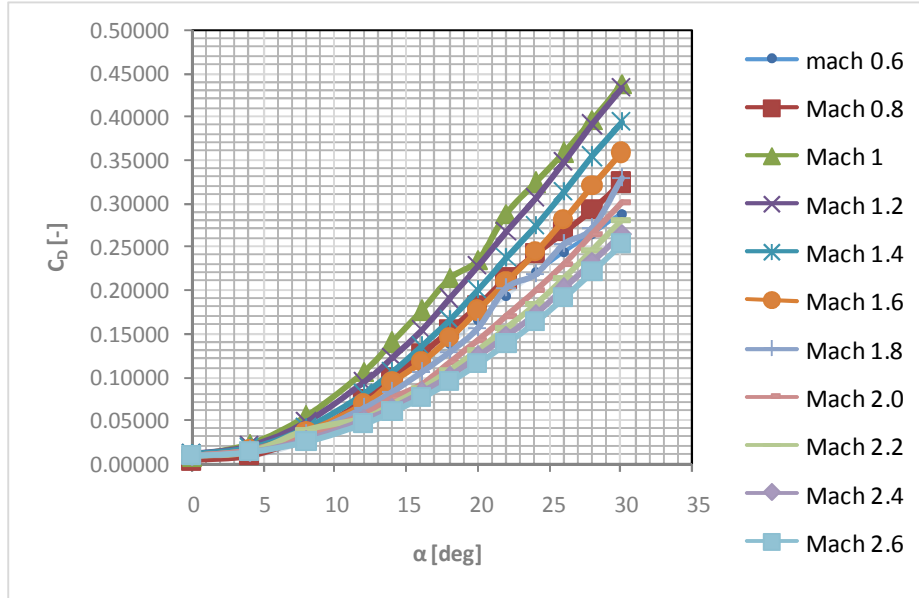


Gambar 3-1. Koefisien gaya hambatswept taper wingNACA 64A106 pada sudut serang 0°.

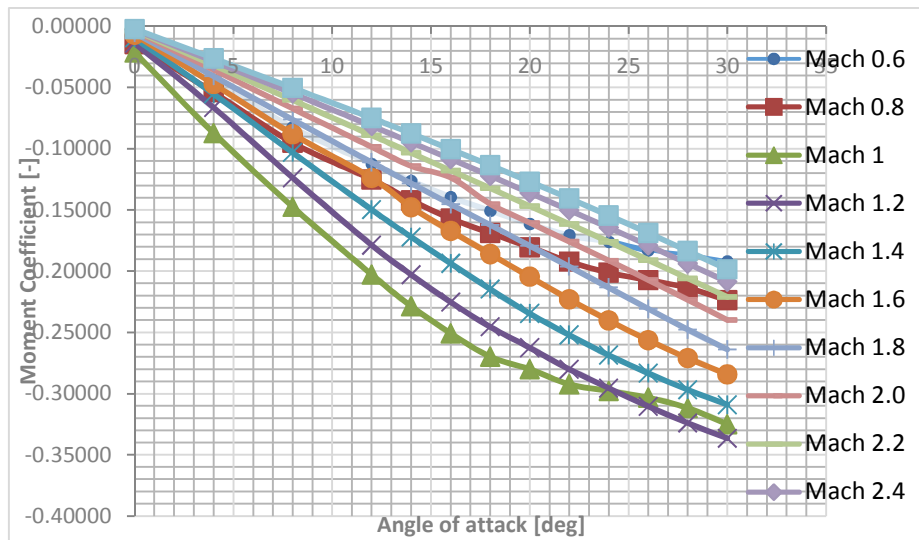
Nilai koefisien gaya angkat dapat dilihat pada Gambar 3-2 yang menunjukkan bertambah tinggi sudut serang bertambah pula gaya angkatnya dan pada bilangan mach yang tinggi belum terjadistall pada sudut serang hingga 30°. Nilai koefisien gaya angkat bertambah pada bilangan Mach dibawah satu dan menurun untuk bilangan Mach lebih besar dari satu. Namun nilai koefisien gaya angkat yang tinggi pada bilangan Mach 1 memiliki koefisien gaya hambat yang tinggi pula. Hal ini dapat dilihat dari hasil simulasi pada Gambar 3-3. Selanjutnya nilai koefisien momen dapat dilihat pada Gambar 3-4. Perhitungan koefisien momen dilakukan terhadap titik $X= 1.474996$ m dengan $Y= 0$ m, $Z= 0$ m padaswepttaper wing. Grafik koefisien momen memiliki kemiringan negatif hal ini menunjukkanswepttaper wingairfoil NACA64106 stabil terhadap perubahan sudut serang[9][10].



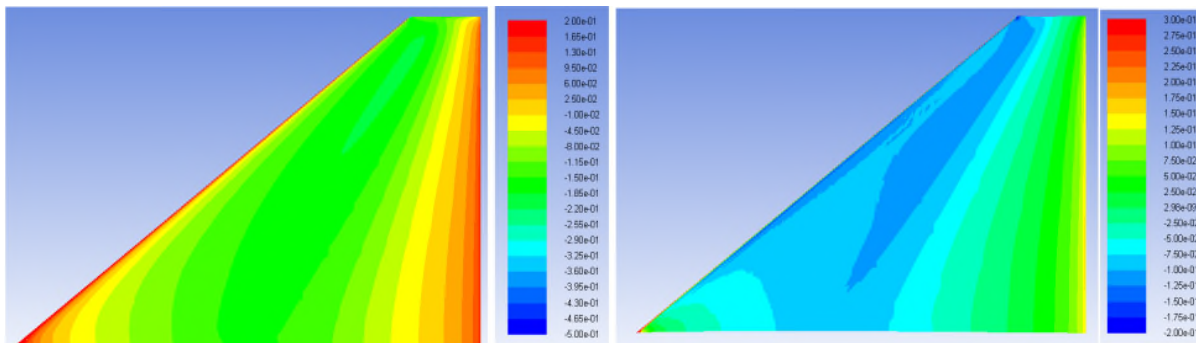
Gambar 3-2. Koefisien gaya angkat swept taper wingNACA 64A106.



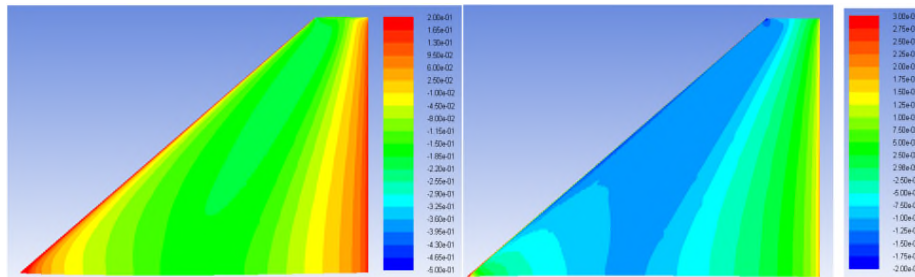
Gambar 3-3. Koefisien gaya hambatswept taper wingNACA 64A106.



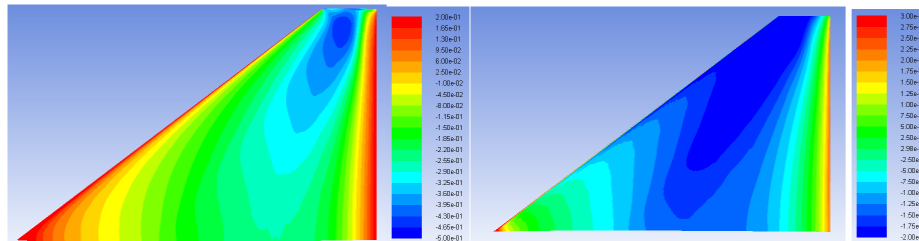
Gambar 3-4. Koefisien momen sweept taper wingNACA 64A106.



Gambar 3-5. Koefisien tekanan permukaan bawah (kiri) dan permukaan atas (kanan) pada bilangan Mach 0,4 dengan sudut serang 0°.



Gambar 3-6. Koefisien tekanan permukaan bawah (kiri) dan permukaan atas (kanan) pada bilangan Mach 0,6 dengan sudut serang 0° .



Gambar 3-7. Koefisien tekanan permukaan bawah (kiri) dan permukaan atas (kanan) pada bilangan Mach 1 dengan sudut serang 0° .

Gambar 3-5 menunjukkan hasil simulasi yang berupa koefisien tekanan statik pada bilangan Mach 0,4 dengan sudut serang 0° . Tekanan statik permukaan bawah nampak lebih tinggi dibandingkan dengan permukaan atas. Hal ini menunjukkan tekanan dinamik permukaan atas lebih tinggi yang memberikan gaya *lift* yang kecil pada sayap secara keseluruhan. Sedangkan Gambar 3-6 adalah hasil simulasi berupa koefisien tekanan statik pada bilangan Mach 0,6 dengan sudut serang 0° . Luasan tekanan statik yang rendah berwarna biru muda menunjukkan adanya pertambahan. Hal tersebut menunjukkan tekanan dinamik semakin bertambah juga sementara permukaan bawah memiliki distribusi tekanan statik yang tidak berubah sehingga *lift* juga bertambah. Selanjutnya Gambar 3-7 adalah hasil simulasi berupa koefisien tekanan statik pada bilangan Mach 1 dengan sudut serang 0° . Nampak bahwa pada permukaan atas tekanan statik semakin turun sehingga tekanan dinamik semakin bertambah. Hal tersebut memberikan pertambahan gaya *lift* yang bertambah pula. Secara keseluruhan grafik koefisien *lift* dapat dilihat pada Gambar 3-2.

4. KESIMPULAN

Pengkajian studi kasus aliran disekitar *swepttaper wing* tiga dimensi dengan CFD menunjukkan bahwa metoda simulasi numerik telah memberikan gambaran pengaruh variasi bilangan Mach pada aerodinamika *swepttaper wing* NACA 64A106. Berdasarkan hal tersebut perancang pesawat tempur dengan menggunakan konfigurasi *swepttaper wing* dapat mempertimbangkan pengaruh bilangan Mach pada kinerja dari pesawat.

Pada beberapa kondisi pemakaian simulasi dapat menjembatani pemahaman yang terjadi dalam aliran sehingga dapat mensubstitusi atau mengurangi kebutuhan pengamatan secara eksperimen yang terkadang memerlukan biaya dan waktu cukup banyak. Sebagai contoh pada pemahaman pengaruh bilangan Mach pada koefisien *drag* yang diketahui bertambah sejalandengan naiknya sudut serang maka dapat menambah *increment* sudut serang pada pengujian. Berbasis pada analisa hasil-hasil simulasi dapat diterapkan pada kegiatan desain *wing* yang diperlukan pesawat udara.

PERNYATAAN PENULIS

Penulis dengan ini menyatakan bahwa seluruh isi menjadi tanggungjawab penulis.

DAFTAR PUSTAKA

- 1) Abbot, Ira H, Von Doenhoff, Albert E, 1959, *Theory of Wing Section*, Dover Publications, inc. New York.
- 2) Yunus A. Cengel and Michael A. Boles, 2006, *Thermodynamics: An Engineering Approach*, 5th ed, McGraw-Hill.
- 3) Daniel P.R., 1992, *Aircraft Design: A conceptual Approach*, AIAA Education Series.
- 4) Subagyo: *Fasilitas Uji Terowongan Angin Kecepatan Rendah Indonesia* Jurnal Energi dan Manufaktur, Vol.6 No.1, 2013.
- 5) Fluent Inc., "*FLUENT User's Guide* ", Centerra Resource Park 10 Cavendish Court Lebanon.
- 6) David C. Wilcox, 1994, *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industry, Inc. USA.
- 7) J. L. Ferziger and M. Peric, 1996, *Computational Methods for Fluid Dynamics* Springer-Verlag, Heidelberg.
- 8) Anderson, J.D.Jr., 2010, *Fundamental Aerodynamics. Fifth Edition* McGraw-Hill. New York
- 9) Robert F. Stengel, 2004, *Flight Dynamics*, Princeton University Press, Princeton.
- 10) Kuethe, A.M., Chow, C.Y., 1997, *Foundations of Aerodynamics: Bases of Aerodynamic Design* New York: Wiley.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS



DATA UMUM

Nama Lengkap : SUBAGYO
Tempat & Tgl. Lahir : Cepu, 10 April 1963
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : BBTA3 BPPTeknologi
NIP. / NIM. : 196304101989031004
Pangkat / Gol. Ruang : IVB/ Pembina Tingkat I
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti Madya
Agama : Islam
Status Perkawinan : Kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA : Sekolah Menengah Atas Negeri CEPU Tahun: 1981
STRATA 1 (S.1) : Institut Teknologi Bandung Tahun: 1988
STRATA 2 (S.2) : Universitas National Yokohama Tahun: 1995
STRATA 3 (S.3) : Tahun:

ALAMAT

Alamat Rumah : Puri Serpong Blok E4 No. 21, Kelurahan Setu, Tangerang Selatan
Telp. : HP. : 08170781251
Alamat Kantor / Instansi : BBTA3BPPT. Kawasan PUSPIPTEK. Serpong, Tangerang.
Telp. : 0217560901. HP. : 08170781251.
E-mail : Subagyo@bppt.go.id, cpbagyo@yahoo.com

RIWAYAT SINGKAT PENULIS



SUBAGYO, M.Eng., lahir di kota Cepu (Jawa Tengah) pada hari Rabu tanggal 10 April 1963 bekerja sebagai pegawai negeri sipil di lingkungan Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi (BPPT), masuk mulai tahun 1988, menjadi salah satu Peneliti di satuan kerja BBTA3BPPT di Bidang Teknologi Aerodinamika, khususnya di fasilitas uji terowongan angin subsonik yang terletak di daerah Setu, Tangerang Selatan. Riwayat pendidikan di Institut Teknologi Bandung (ITB), Jurusan Fisika lulus pada tahun 1988. Kemudian melanjutkan studi di Universitas Nasional Yokohama (YNU), Jurusan teknik Mesin, lulus tahun 1995.